



Technische  
Universität  
Braunschweig

Institut für  
Flugführung



# Bachelorarbeit

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

Lucas Schreer

2. Februar 2019

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Peter Hecker

Betreuer: Yannic Beyer, M. Sc.

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

Seiten: 57  
Abbildungen: 8  
Tabellen: 9



## 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:

# Eidesstattliche Erklärung

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

---

Datum, Unterschrift

# Übersicht

# Inhaltsverzeichnis

<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>VIII</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>IX</b>
<b>Nomenklatur</b>	<b>X</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1. Motivation . . . . .	1
1.2. Stand der Technik . . . . .	1
1.3. Ziel der Arbeit . . . . .	2
<b>2. Programm</b>	<b>3</b>
2.1. Parameter des Fluggeräts . . . . .	3
2.2. Parameter der Mission . . . . .	6
2.3. Berechnung weiterer Parameter . . . . .	6
2.4. Aufbau des Programms . . . . .	8
2.5. Leistungsberechnung . . . . .	9
2.5.1. Veränderung der Umgebungsparameter mit der Höhe . . . . .	9
2.5.2. Schub berechnen . . . . .	10
2.5.3. Drehzahl und Drehmoment aus Propellerkennfeld interpolieren . . . . .	14
2.5.4. Motorzustand berechnen . . . . .	15
2.5.5. Zustand der Motorregler . . . . .	15
2.5.6. Batteriezustand . . . . .	15
2.5.7. Wirkungsgrad über das Gesamtsystem . . . . .	18
2.5.8. Werden Grenzen überschritten? . . . . .	18
2.6. Vernachlässigungen und Vereinfachungen . . . . .	19
2.6.1. Einschränkungen . . . . .	19
2.6.2. Vereinfachungen . . . . .	20
<b>3. Nachbildung des Quadrocopterfluges in Russland</b>	<b>22</b>
3.1. Komponenten des Quadrocopters . . . . .	22
3.1.1. Missions und Umgebungsparameter . . . . .	23
3.2. Nachbildung im Programm . . . . .	24
3.3. Ergebnisse . . . . .	24
3.4. Diskussion . . . . .	27

<b>4. Parameteruntersuchung</b>	<b>29</b>
4.1. Einleitung und Vorgehensweise . . . . .	29
4.2. Multicopter im Vergleich zu einem Flächenflugzeug . . . . .	29
4.2.1. Vorgehensweise beim Vergleich . . . . .	29
4.2.2. Erste Untersuchung . . . . .	30
4.2.3. Einflussfaktoren auf das Flächenflugzeug . . . . .	31
4.2.4. Ergebnisse des Vergleichs . . . . .	33
4.3. Steiggeschwindigkeit . . . . .	34
4.3.1. Einfluss des Widerstands . . . . .	34
4.3.2. Einfluss der Anzahl der Batteriezellen . . . . .	35
4.3.3. Einfluss des maximalen Motorstroms . . . . .	36
4.4. Verstellpropeller . . . . .	36
4.5. Steigwinkel . . . . .	37
4.6. Größe des Fluggerätes . . . . .	37
4.7. VTOL im Vergleich zum Gleitflug . . . . .	37
<b>5. Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>38</b>
5.1. Zusammenfassung . . . . .	38
5.2. Ausblick . . . . .	38
<b>6. Projektmanagement</b>	<b>39</b>
6.1. Projektstrukturplan . . . . .	40
6.2. Zeitplan . . . . .	42
<b>A. Blindtext im Anhang</b>	<b>57</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1. Programmstruktur des MATLAB-Skripts . . . . .	8
2.2. Programmstruktur des MATLAB-Skripts . . . . .	9
2.3. Kräftegleichgewicht am unbeschleunigten Multicopter unter Berücksichtigung aero- dynamischer Kräfte ( $k^*$ ist eine beliebige Achse in der $x_f, y_f$ -Ebene). . . . .	11
2.4. Typische Entladekurve für eine Batterie [14] . . . . .	16
3.1. Restladung der Batterie über der Höhe . . . . .	24
3.2. Motordrehzahl der Batterie über der Höhe . . . . .	25
3.3. Entladestrom der Batterie über der Höhe . . . . .	26
3.4. Pulsweitenmodulation über der Höhe . . . . .	27



# Tabellenverzeichnis

2.1. Motorparameter für technische Grenzen . . . . .	3
2.2. Propellerparameter für Schub, aerodynamische und technische Grenzen . . . . .	4
2.3. Batterieparameter zur Berechnung der verbleibenden Restladung sowie der technischen Grenzen . . . . .	4
2.4. Parameter des Multicopters . . . . .	5
2.5. Parameter des Flächenflugzeug . . . . .	5
2.6. Diskretisierung des Bahnneigungswinkels . . . . .	5
2.7. Flugparameter . . . . .	6
2.8. Umgebungsparameter . . . . .	6
2.9. Berechnung weiterer Parameter . . . . .	6
3.1. Motorparameter . . . . .	22
3.2. Batterieparameter . . . . .	23
3.3. Umgebungs- und Missionsparameter . . . . .	23
4.1. wichtige Parameter des Flächenflugzeugs . . . . .	30

# Nomenklatur

# 1 Einleitung

## 1.1. Motivation

Im Rahmen des Forschungsprojektes AEROMET\_UAV wird nach Alternativen für den Einsatz von Wetterballons zur Atmosphärenmessung geforscht. Wetterballons liefern seither wichtige Messdaten im Bereich der Wetter- und Klimamessung. Allerdings sind die Ballons den Umgebungseinflüssen wie Wind und Temperatur ausgesetzt. Die empfindlichen Außenhülle des Ballons erweist sich zudem als sehr anfällig gegenüber kleinen Beschädigungen, die ein vorzeitiges Platzen des Ballons verursachen können. 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.

Als eine erfolgversprechende Alternative erweisen sich sogenannte Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Der Vorteil der UAV's liegt vor allem in ihrer Robustheit, der Steuerbarkeit und der einfachen Bedienung. Im März des Jahres 2018 veröffentlichte der Russe Denis Koriakin ein Video [1], in dem er einen 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, dem Aufnehmen von Bildern und Videos oder dem Beobachten der Umgebung ist kontinuierlich am Wachsen. 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. 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 (Quellen). In [6] wird mithilfe von Flugversuchen die Flugzeugpolare von Modellflugzeugen ermittelt. Mit dieser wird im Anschluss die Flugleistung quantifiziert. Wiederum in [7] 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

[3, 4, 5]. 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 das Flugverhalten und das gemeinsame Zusammenwirken aller Antriebskomponenten. (... erste Auslegung ...). Der Höheneinfluss auf das Leistungsverhalten wird in [9] behandelt und wieder anhand von Flugversuchen validiert. Diese Flugversuche wurden auf unterschiedlichen Höhenniveaus durchgeführt. Dabei verweilte das Flugobjekt jeweils pro Versuch auf einem anderen Niveau. Im Anschluss werden die gemessenen Daten im Hinblick auf einen höheren Leistungsverbrauch in größeren Flughöhen ausgewertet. Einen elektrotechnischen Ansatz zur Beschreibung und Berechnung des elektrischen Antriebssystems sowie eines Multicopters als Ganzes wird in [10, 12, 13] verwendet. Stepaniak bestimmt dabei unbekannte Konstanten aus seinem aufgestellten Modell mit Messdaten aus Flugversuchen. Es zeigt sich, dass zunehmend mehr Untersuchungen zur Optimierung von Multicopterentwürfen gemacht werden. Auch das Leistungsverhalten wird verstärkt mit Blick auf eine Optimierung betrachtet. Für einen Steigflug auf 10 km oder sogar 15 km sind noch keine ausreichenden Untersuchungen gemacht worden. Der Höheneinfluss wurde zwar untersucht, allerdings bestand das Missionsprofil aus einem Flug auf konstanter Höhe. Dies beinhaltet nicht die zusätzliche Leistung, die zum Steigen benötigt wird. Zudem fehlt bisher die Untersuchung des Einflusses verschiedener Parameter des Flugsystems auf das Steigvermögen oder die damit maximal erreichbare Höhe. Die Online Tools erweisen sich als nützliche Hilfe, wenn es darum geht eine Vorabauslegung des gewünschten Flugsystems, v.a. des Antriebsstrangs, zu erstellen. Allerdings kann damit nicht das Flugverhalten an sich bestimmt werden. Weiterhin sind die zugrunde gelegten Modelle nicht einsehbar. Einen bisher unbestätigten Steigflug auf mehr als 10 km ist [1] in Russland im Mai 2018 gelungen.

### 1.3. Ziel der Arbeit

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

## 2 Programm

### 2.1. Parameter des Fluggeräts

Bei der Auslegung des Fluggeräts werden nicht nur Multicopter betrachtet sondern auch Flächenflugzeuge, sogenannte fixed wing UAVs. Aus diesem Grund werden die Parameter Motor, Propeller, Batterie und Missionsparameter sowie Umgebungsparameter allgemein für beide Arten der UAVs festgelegt. Anschließend werden die Parameter des Multicopters oder des Flächenflugzeugs zur Charakterisierung dieser bestimmt, je nachdem, welches Fluggerät untersucht werden soll. Im Anschluss werden die Formeln der Leistungsberechnung dargelegt. Das Programm und die diesem grundlegende Leistungsberechnung, basieren auf dem internen Bericht "[Leistungsberechnung von Multicoptern](#)" von Y. Beyer (2016) Blub. Aus dieser wurden die Berechnung der Aerodynamik von Multicoptern, die Pulsweitenmodulation und der Batterieentladung sowie die festgelegten Grenzen der fliegbaren Flugzustände übernommen.

#### Flugsystem

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

#### Motor

Die ersten drei Motorparameter 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.

**Tabelle 2.1.:** Motorparameter für technische Grenzen

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

## Propeller

Der Propellername wird in der Form 'Durchmesser x Pitch' angegeben. Der Name ist wichtig, um das Propellerkennfeld aus der Propellerdatenbank von APC zu entnehmen. Die Anzahl der Propeller beeinflusst entscheidend die Geometrie des Fluggerätes. Weiterhin wird damit der benötigte Schub auf die Anzahl der Propeller aufgeteilt. Die letzten Parameter dienen zur Bestimmung der Effekte einer Anströmung und damit der Berücksichtigung der Blattelemententheorie.

**Tabelle 2.2.:** Propellerparameter für Schub, aerodynamische und technische Grenzen

Parameter	Variablenname	Einheit
Propellername	prop_name	—
Anzahl der Propeller $n_{Prop}$	n_Prop	—
Mittlerer Nullwiderstandsbeiwert $c_{d0}$	c_d0	0,05
Anstieg des Auftriebsbeiwerts $\frac{dc_a}{dc_\alpha}$	a_alpha	5
Maximaler Anstellwinkel $\alpha_{max}$	alpha_stall	10°

## Batterie

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

**Tabelle 2.3.:** Batterieparameter zur Berechnung der verbleibenden Restladung sowie der technischen Grenzen

Parameter	Variablenname	Einheit
Energiedichte $\frac{E_{Bat}}{m_{Bat}}$	E_Dichte	J/kg
Anzahl der Batteriezellen $N_{Bat,cell}$	N_bat_cell	—
nominale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell}$	U_bat_nom	V
minimale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell,min}$	U_bat_min	V
Peukert-Konstante $P$	P_bat_Peukert	1,05
Maximale C-Rate $C_{Rate,max}$	C_Rate_max	—
Batteriemasse $m_{Bat}$	m_bat	kg

## Multicopter

Die Parameter für den Multicopter sind in 2.4 aufgeführt. Die Leermasse fließt mit in die Gesamtmasse mit ein und wird für die Berechnung des Schubs und weiterer Parameter benötigt. Die Beiwerte sind reine Schätzwerte. Für die nachfolgenden Berechnungen ist nur die obere Stirnfläche von Bedeutung, da sich auf diese die Beiwerte beziehen. Die Propeller bleiben bei den Stirnflächen unberücksichtigt.

**Tabelle 2.4.:** Parameter des Multicopters

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

## Flächenflugzeug

Mit der Leermasse wird analog zum Multicopter der Schub berechnet. 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 2.5.:** Parameter des Flächenflugzeug

Parameter	Variablenname	Einheit
Leermasse des Flächenflugzeug $m_{\text{Flugzeug}}$	<code>m_Flugzeug</code>	<i>kg</i>
Gleitzahl $E$	<code>E</code>	—
Auslegungsgleitzahl $E^*$	<code>E_stern</code>	—
Auslegungsgeschwindigkeit $V^*$	<code>V_stern</code>	<i>m/s</i>
Auslegungshöhe $\rho^*$	<code>rho_stern</code>	$1,225 \text{ kg/m}^3$

Zusätzlich wird noch der Bahnneigungswinkel  $\gamma$  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 kurz zu halten. Der Maximalwert entspricht in diesem Fall einem senkrechten Steigflug.

**Tabelle 2.6.:** Diskretisierung des Bahnneigungswinkels

Parameter	Variablenname	Einheit
Kleinster Bahnneigungswinkel $\gamma_{\min}$	<code>gamma_min</code>	$1^\circ$
Schrittweite des Bahnneigungsw. $\Delta\gamma$	<code>gamma_Delta</code>	$1^\circ$
Größter Bahnneigungswinkel $\gamma_{\max}$	<code>gamma_max</code>	$90^\circ$

## 2.2. Parameter der Mission

### Missionsparameter

Innerhalb der Flugparameter kann die Nutzlast  $m_{\text{Nutz}}$  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 diese auf 250 g festgelegt.

### Flugparameter

Die Flugparameter geben für den Multicopter den Steigwinkel sowie die Steigeschwindigkeit vor. Der Steigwinkel ist mit einem Wert von  $90^\circ$  festgelegt, was einem geraden Steigflug nach oben entspricht.

**Tabelle 2.7.:** Flugparameter

Parameter	Variablenname	Einheit
Bahngeschwindigkeit $V_{Kg}$	V_Kg	$m/s$
Bahnneigungswinkel $\gamma_{Copter}$	gamma_copter	$^\circ$

### Umgebungsparameter und Diskretisierung

Die Erdbeschleunigung und der Adiabatenexponent werden als konstant über der Höhe angenommen. Mit Startwerten für die Höhe, die Temperatur, die Dichte und des Luftdrucks werden die Abflugbedingungen am Abflugort spezifiziert. Die Schrittweite der Höhe legt die Genauigkeit der Höhendiskretisierung fest.

**Tabelle 2.8.:** Umgebungsparameter

Parameter	Variablenname	Einheit
Erdbeschleunigung $g$	g	$9,81 m/s^2$
Starthöhe $H_0$	H_0	$m$
Schrittweite der Höhe $\Delta H$	Delta_H	$m$
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 $\rho_0$	rho_0	$kg/m^3$
Adiabatenexponent $\kappa$	kappa	1,4
Windgeschwindigkeit $u_{Wg}$	u_Wg	$m/s$

## 2.3. Berechnung weiterer Parameter

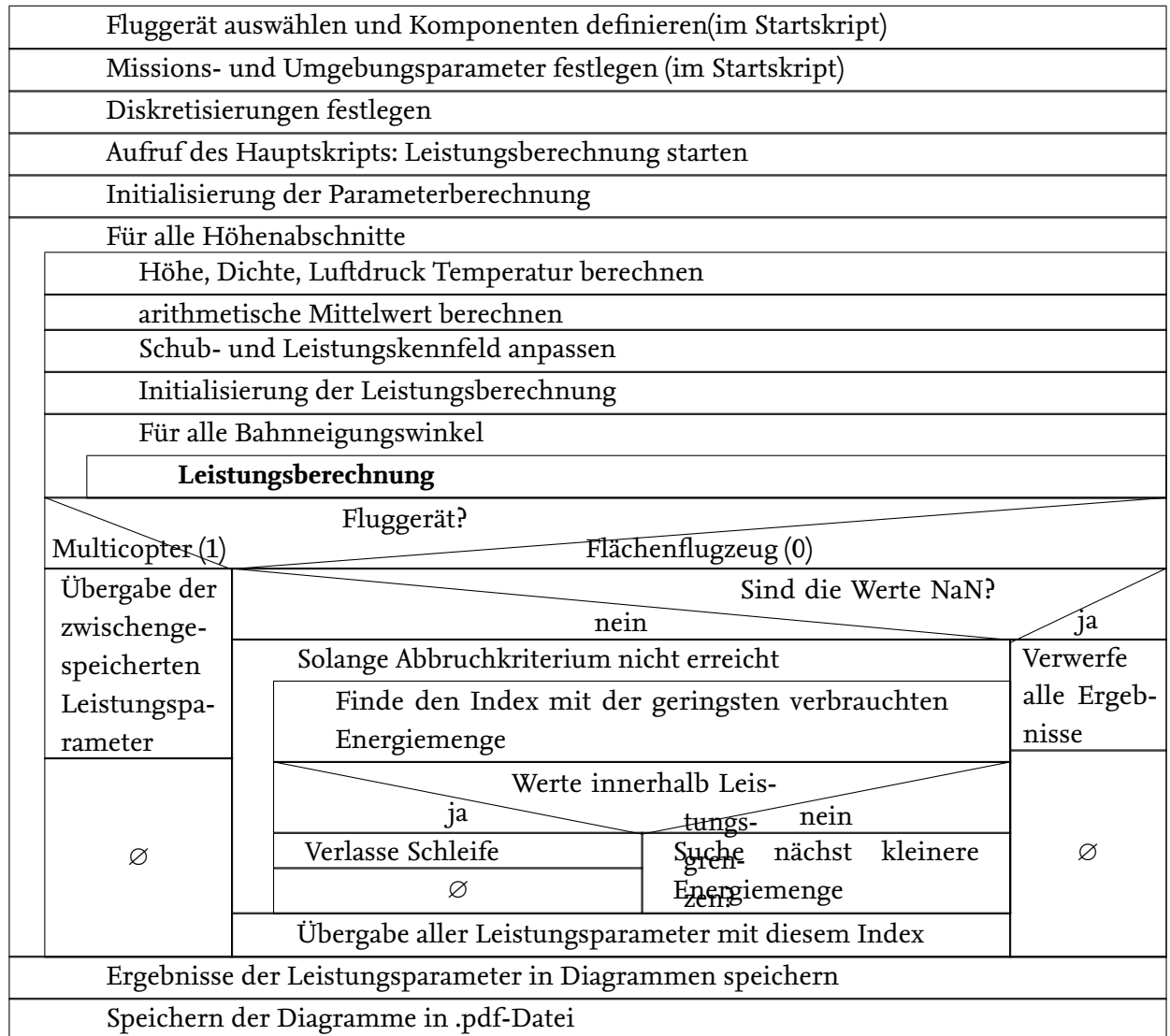


**Tabelle 2.9.:** Berechnung weiterer Parameter

Parameter	Variablenname	Gleichung
Nominale Batteriespannung	U_Bat_nom	$U_{Bat,nom} = N_{Bat,cell} \cdot U_{Bat,cell}$
Minimale Batteriespannung	U_Bat_min	$U_{Bat,min} = N_{Bat,cell} \cdot U_{Bat,cell,min}$
Propellerradius	R	$R = D \cdot 0,0254/2$
Fläche eines Propellers	F	$F = \pi \cdot R^2$
Temperatur in 11 km Höhe	T_11	$T_{11} = T_0 - 0.0065 \cdot (11000 - H_0)$
Dichte in 11 km Höhe	rho_11	$\rho_{11} = \rho_0 \cdot \left(1 - 0.0065 \cdot \frac{11000}{T_0}\right)^{4.256}$
Druck in 11 km Höhe	p_11	$p_{11} = p_0 \cdot \left(1 - 0.0065 \cdot \frac{11000}{T_0}\right)^{5.256}$

## 2.4. Aufbau des Programms

Der Aufbau des MATLAB-Skriptes wird in den unteren Struktogrammen verdeutlicht. Abb. 2.1 legt die Ablaufstruktur dar



**Abbildung 2.1.:** Programmstruktur des MATLAB-Skripts

und Abb. 2.2 veranschaulicht dem Programm zugrunde gelegten Ablauf der Leistungsberechnung.

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

Abbildung 2.2.: Programmstruktur des MATLAB-Skripts

## 2.5. Leistungsberechnung

### 2.5.1. Veränderung der Umgebungsparameter mit der Höhe

Für Leistungsuntersuchung wird die Internationale Standardatmosphäre vorausgesetzt. Hiernach ist der Temperaturkoeffizient bis zur Tropopause

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

und danach in der unteren Stratosphäre bis zu einer Höhe von 20 000 m

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

Entsprechend kann der Verlauf der Temperatur, des Druckes und der Dichte von einer Höhe ab 0 m bis zur Tropopause (11 000 m) mit

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

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

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

beschrieben werden. Ab 11 000 m 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. 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.

## 2.5.2. Schub berechnen

### Multicopter

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  $\alpha_M$  (der Schiebewinkel gibt lediglich die Himmelsrichtung der resultierenden Kraft an, welche in diesem Bericht keine Rolle spielt). Die Idee des Aerodynamischen Modells entstammt aus [Beyer, Y.2016b](#). Die Gesamtmasse des Multicopters setzt sich aus der Masse des Rahmens, der Masse der Batterie, der Masse der Motoren und der Nutzlast

$$m = m_{\text{copter}} + m_{\text{Bat}} + m_{\text{Mot}} \cdot n_{\text{Prop}} + m_{\text{Nutz}} \quad (2.8)$$

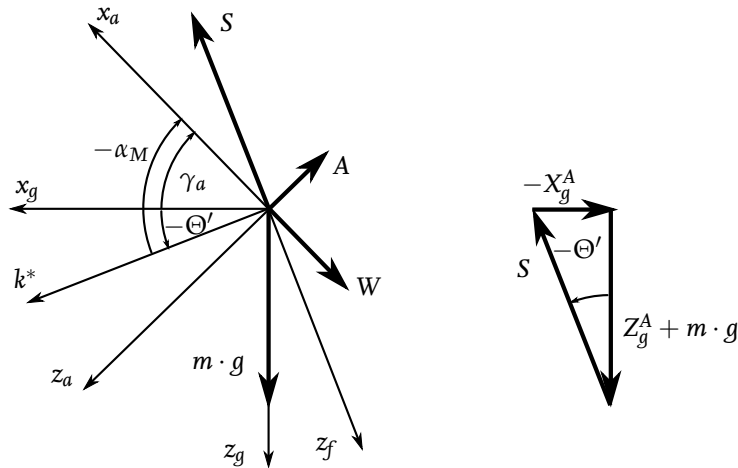
zusammen. Die absolute Fluggeschwindigkeit setzt sich zusammen aus Seitenwindgeschwindigkeit und Bahngeschwindigkeit

$$V_A = \sqrt{(u_{Kg} + u_{Wg})^2 + w_{Kg}^2} \quad (2.9)$$

mit

$$\begin{pmatrix} u_{Kg} \\ w_{Kg} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix} \cdot V_{kg}. \quad (2.10)$$

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

$$\gamma_a = \arctan \left( \frac{-w_{Kg}}{u_{Kg} + u_{Wg}} \right) \quad (2.11)$$

berechnet. Die iterative Berechnung des modifizierten Anstellwinkels

$$\alpha_M = \Theta' - \gamma_a \quad (2.12)$$

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

Im Anschluss werden die aerodynamischen Beiwerte

$$c_W = \frac{c_{W,copter,oben} - c_{W,copter,seitlich}}{2} \cdot \cos(2 \cdot \alpha_M) + \frac{c_{W,copter,oben} + c_{W,copter,seitlich}}{2} \quad (2.13)$$

und

$$c_A = c_{A,max} \cdot \sin(2 \cdot \alpha_M) \quad (2.14)$$

berechnet. Auf diese folgt die Berechnung der aerodynamischen Kräfte

$$W = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A_{copter,oben} \cdot V_A^2 \quad (2.15)$$

$$A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A_{copter,oben} \cdot V_A^2 \quad (2.16)$$

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

$$\begin{pmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{pmatrix}_g = \begin{pmatrix} \cos \gamma_a & 0 & -\sin \gamma_a \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_a & 0 & \cos \gamma_a \end{pmatrix}^T \cdot \begin{pmatrix} -W \\ 0 \\ -A \end{pmatrix}_a = \begin{pmatrix} -W \cdot \cos \gamma_a - A \cdot \sin \gamma_a \\ 0 \\ W \cdot \sin \gamma_a - A \cdot \cos \gamma_a \end{pmatrix}_g \quad (2.17)$$

Der Neigungswinkel kann aus dem Kräftegleichgewicht

$$\Theta'_i = -\arctan\left(\frac{-X_g^A}{Z_g^A + m \cdot g}\right), \quad i = 1, 2, 3, \dots \quad (2.18)$$

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

$$\Delta\Theta' = \Theta_i - \Theta_{i-1} \stackrel{!}{<} 0,001^\circ \quad (2.19)$$

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

$$S = \sqrt{X_g^2 + (Z_g^A + m \cdot g)^2} \quad (2.20)$$

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

**immer Flug bei optimaler Glitzahl E gleich Estern und vmax bei gamma neunzig grad ist vstern**

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

$$m = m_{\text{Flugzeug}} + m_{\text{Bat}} + m_{\text{Mot}} \cdot n_{\text{Prop}} + m_{\text{Nutz}}. \quad (2.21)$$

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

$$m \cdot \dot{V} = -W + F \cdot \cos(\alpha + \sigma) - m \cdot g \cdot \sin \gamma, \quad (2.22)$$

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

$$V \cdot \sin \gamma = \dot{H}. \quad (2.24)$$

Für einen stationäre Flug, der im weiteren ausschließlich betrachtet werden soll, gilt  $\dot{V} = 0$  und  $\dot{\gamma} = 0$ . Außerdem sind die Winkel  $\alpha + \sigma$  klein, sodass sich mit hinreichender Genauigkeit die Gleichungen 2.22 und 2.23 zu

$$F = W + \sin \gamma \cdot G, \quad (2.25)$$

und

$$A = m \cdot g \cdot \cos \gamma \quad (2.26)$$

vereinfachen. Der Auslegungspunkt des Flächenflugzeugs ist ein Horizontalflug ( $\gamma^* = 0$ ) in Bodennähe bei konstanter Gleitzahl und Geschwindigkeit  $V^*$ . Die vereinfachte Auftriebsgleichung 2.5.2 vereinfacht sich damit zu

$$A^* = m \cdot g. \quad (2.27)$$

Über die Definition der Gleitzahl

$$E = \frac{A}{W} \quad (2.28)$$

berechnet sich der Widerstand mit

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

Unter Annahme eines Fluges im optimalen Operationspunkt ist der Nullwiderstand genau die Hälfte des Gesamtwiderstandes

$$W_0^* = 0,5 \cdot W^*. \quad (2.30)$$

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

$$V = V^* \cdot \sqrt{\cos \gamma \cdot \frac{\rho}{\rho^*}} \quad (2.31)$$

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

$$W_0 = W_0^* \cdot \frac{V^2 \cdot \rho / 2}{V^{*2} \cdot \rho^* / 2} \quad (2.32)$$

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

$$\text{Flugzustand\_Flaechenflugzeug} = \begin{cases} \text{zulässig} & \text{wenn} & W > 2 \cdot W_0 \\ \text{Grauzone} & \text{wenn} & W_0 < W < 2 \cdot W_0 \\ \text{Steigflug} & \text{wenn} & W < W_0 \end{cases} \quad (2.33)$$

Die Theorie gilt nur für den Bereich kleiner Winkel. 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 2.5.2 und 2.25

$$F = m \cdot g \cdot \left( \frac{1}{E} \cdot \cos \gamma + \sin \gamma \right) \quad (2.34)$$

mit dem Gewicht und Steigwinkel als Variable. Für  $\gamma = 90^\circ$  besitzt Gleichung 2.34 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 2.22 und die Auftriebsgleichung 2.23 mit den Bedingungen  $\dot{V} = 0$ ,  $\dot{\gamma} = 0$ ,  $\gamma = 90^\circ$  und  $\alpha + \sigma \approx 0$  zu

$$F = W + G, \quad (2.35)$$

$$A = 0. \quad (2.36)$$

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

$$W = W_0. \quad (2.37)$$

Den Bahnneigungswinkel  $\gamma$  gilt es in jedem Höhenschritt zu optimieren, in dem die Theorie nicht verletzt wird (`Flugzustand_Flaechenflzg = 2`). Im Falle des vertikalen Steigflugs ist eine Variation der Steiggeschwindigkeit von Interesse. Deshalb werden beide in Abhängigkeit des Flugzustandes für einen Höhenschritt variiert. Das Auswahlkriterium ist die für den Höhengewinn benötigte Energiemenge, die sich aus dem Produkt der entnommenen Batteriekapazität und der Batteriespannung zusammensetzt

$$\sigma = \Delta C_{Bat} \cdot U_{Bat}. \quad (2.38)$$

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 (Vgl. [11]). Diese ist für eine Betrachtung Flächenflugzeuges vorerst ohne Belang.

### 2.5.3. Drehzahl und Drehmoment aus Propellerkennfeld interpolieren

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

$$T = \dot{m} \cdot v_\infty = \rho \cdot A_{\text{Propeller}} \cdot v_i \cdot v_\infty \quad (2.39)$$

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

$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (2.40)$$

angepasst werden.



### 2.5.4. Motorzustand berechnen

Mit dem Drehmoment und der Drehzahl des Propellers berechnet sich der Motorzustand, genauer der Motorstrom und die Motorspannung. Dies erfolgt nach einem einfachen Motormodell [8]. Der Motorstrom berechnet sich aus

$$I_{Mot} = Q \cdot K_v + I_0. \quad (2.41)$$

Mit dem Strom ergibt sich die Spannung zu

$$U_{Mot} = \frac{\omega}{K_v} + R_i \cdot I_{Mot}. \quad (2.42)$$

### 2.5.5. Zustand der Motorregler

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

$$\eta_{ESC} = \begin{cases} 0,7 \cdot PWM + 0,50 & \text{wenn} & 0 < PWM \leq 0,5 \\ 0,2 \cdot PWM + 0,75 & \text{wenn} & 0,5 < PWM \leq 1 \\ \text{undefiniert} & \text{sonst} \end{cases} \quad (2.43)$$

mit der Pulsweitenmodulation (PWM)

$$PWM = \frac{U_{mot}}{U_{Bat}}, \quad (2.44)$$

die sich aus dem Spannungsverhältnis des ESCs zusammensetzt.

### 2.5.6. Batteriezustand

Die wesentliche Zustandsgröße der Batterie ist der Entladestrom  $I_{Bat}$ . Dieser setzt sich zusammen aus den Motorströmen und zusätzlich aus dem Wirkungsgrad der Pulsweitenmodulation (PWM)

$$I_{Bat} = I_{Mot} \cdot \frac{PWM}{\eta_{PWM}} \cdot n_{Prop}. \quad (2.45)$$

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

$$\dot{C} = \frac{I_{Bat}[A]}{C_{Bat}[A]} \cdot n_{Prop} \quad (2.46)$$

Die nutzbare Kapazität der Batterie sinkt mit steigender Entladerate nach

$$C_{Bat,Peukert} = C_{Bat} \cdot \left(\frac{1}{\dot{C}}\right)^{P_{Bat}-1} \quad \text{mit } P_{Bat} \geq 1, \quad (2.47)$$

wobei die Verluste für eine Peukertkonstante von 1 Null sind und mit steigender  $P_{Bat}$  größer werden. Mit der Flugzeit  $t_{Flug}$  berechnet sich die entnommene Kapazität nach dem  $i$ -ten Höhenschristschritt mit:

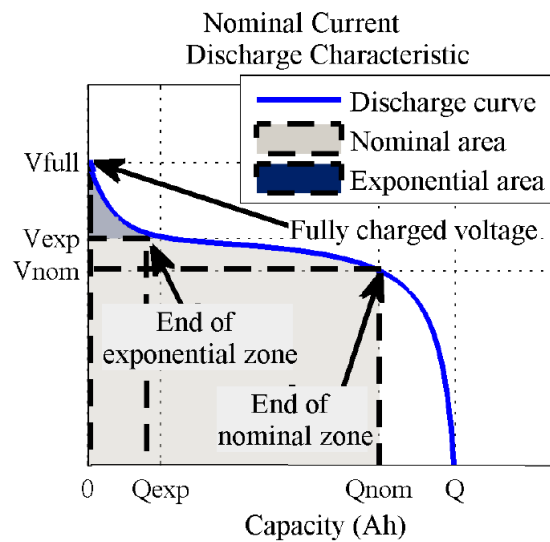
$$\Delta C_{Bat,i} = I_{Bat} \cdot t_{Flug} + \Delta C_{Bat,i-1} \quad \text{mit } \Delta C_{Bat,0} = 0. \quad (2.48)$$

Nach

$$Restladung_i[\%] = \frac{C_{bat,Peukert} - \Delta C_{Bat,i}}{C_{Bat,Peukert}} \cdot 100\% \quad (2.49)$$

berechnet sich die Restladung <sub>$i$</sub>  nach der  $i$ -ten Flugphase. Diese ist vor allem für die Flugenveloppe interessant.

Bei Batterien, hier vor allem Li-Ion und Li-Po, ist die Batteriespannung abhängig von der Entladerate (C-Rate), der Zeit und Kapazität. Für dieses Problem beschreibt [14] ein Modell, in welchem dieser Zusammenhang berücksichtigt wird (Vgl. Abb.??).



**Abbildung 2.4.:** Typische Entladekurve für eine Batterie [14]

Für Li-Ion Batterien berechnet sich die Batteriespannung mit:

$$V_{bat} = E_0 - K \cdot \frac{Q}{Q - \int I_{bat} dt} \cdot \int I_{bat} dt - R \cdot I_{bat} + A \cdot e^{-3 \cdot \int I_{bat} dt} - K \cdot \frac{Q}{Q - \int I_{bat} dt} \cdot i^* \quad (2.50)$$

mit

$E_0$  = konstante Batteriespannung

$K$  = Polarisationskonstante

$Q$  = Batteriekapazität

$\int I_{bat} dt$  = tatsächliche Batterieladung

$A$  = Amplitude der exponentiellen Zone

$B$  = inverse Zeitkonstante der exponentiellen Zone

$R$  = Innenwiderstand

$i$  = Batteriespannung

$i^*$  = gefilterte Spannung (in diesem Fall = 0)

Li-Po Batterien weisen ein der Li-Ion Batterie ähnliches Verhalten auf, weshalb beide nach 2.50 berechnet werden können. Die unbekannten Batterieparameter können mit 3 diskreten Punkten für die Spannung pro Zelle  $V_{full}$ ,  $V_{exp}$  und  $V_{nom}$  und die Kapazität  $Q$ ,  $Q_{exp}$  und  $Q_{nom}$  (vgl. Abb.??) nach folgendem Schema

$$\begin{pmatrix} E_0 \\ A \\ K \end{pmatrix} = A^{-1} \cdot \begin{pmatrix} V_{full} + R \cdot I_{bat} \\ V_{exp} + R \cdot I_{bat} \\ V_{nom} + R \cdot i \end{pmatrix} \quad (2.51)$$

mit der Beziehung

$$A = \begin{pmatrix} 1 & 1 & 0 \\ 1 & e^{-3} & -\frac{Q \cdot (Q_{exp} + I_{bat})}{Q - Q_{exp}} \\ 1 & e^{-3 \cdot \frac{Q_{nom}}{Q_{exp}}} & -\frac{Q \cdot (Q_{exp} + I_{bat})}{Q - Q_{exp}} \end{pmatrix} \quad (2.52)$$

bestimmt werden. Aus dieser Datenbank sind die oben genannten Punkte für die Spannung und Kapazität sowie die Innenwiderstände und Entladeströme angegeben. Die Punkte für die Spannung,  $V_{full}$ ,  $V_{exp}$  und  $V_{nom}$  entziehen sich einer Normierung, da sie bereits für nur eine Batteriezelle gelten. Die Punkte für die Kapazität und der Innenwiderstand beziehen sich allerdings auf die gesamte Batteriezelle. Daher ist eine Normierung auf eine Zelle notwendig, was mit dem arithmetischen Mittelwert geschieht. Dies ist jedoch für den Innenwiderstand zu ungenau, da er einen starken Einfluss auf die Genauigkeit des Modells hat und kleine Abweichungen zu eindeutigen Ungenauigkeiten führen. Für den Innenwiderstand kann ein Modell in Abhängigkeit der C-Rate und der Kapazität aufgestellt werden. Die Abhängigkeit von beiden Faktoren zeigt ein hyperbolisches Verhalten auf was am besten durch einen Funktionstyp der Form

$$f(x, y) = \frac{k}{C_{Rate} \cdot (a \cdot C_{Rate} + b \cdot Q)^d} \quad (2.53)$$

Beschrieben wird. Zur Steigerung der Genauigkeit, werden einige Batteriezellen aus der Berechnung der Erstellung dieses Modells herausgenommen, da diese erhebliche Abweichungen von der Standardabweichung aufzeigen. Hier sei angemerkt, dass sich dadurch die Genauigkeit vor allem im Bereich kleiner C-Raten und Kapazitäten verringert.

### 2.5.7. 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

$$\eta_{ges} = \frac{P_{Strahl}}{P_{Bat}}. \quad (2.54)$$

Die Strahlleistung

$$P_{Strahl} = T \cdot (v_i + V_c) \quad (2.55)$$

setzt sich aus dem Schub  $T$ , der induzierten Geschwindigkeit  $v_i$  und der Steiggeschwindigkeit  $V_c$  zusammen. Zur Berechnung der induzierten Geschwindigkeit im Steigflug wird das Newton-Raphson-Verfahren herangezogen. Mit diesem lässt sich innerhalb weniger Iterationsschritte die induzierte Geschwindigkeit im Steigflug ermitteln [15]:

$$f(v) = v - \mu_z - \frac{v_h^2}{\sqrt{\mu^2 + v^2}} \quad (2.56)$$

$$f'(v) = 1 + v \cdot \frac{v_h^2}{\sqrt{\mu^2 + v^2}^3} \quad (2.57)$$

$$v_{n+1} = v_n - \frac{f(v_n)}{f'(v_n)} \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (2.58)$$

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

$$v_h = \sqrt{\frac{m \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A_{Rotor} \cdot n_{Prop}}}. \quad (2.59)$$

Die der Batterie entzogenen Leistung

$$P_{Bat} = U_{Bat} \cdot I_{Bat} \quad (2.60)$$

ist das Produkt aus der Batteriespannung und -strom.

### 2.5.8. Werden Grenzen überschritten?

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 zw die PWM ist größer als 100 % (zu hohe Winkelgeschwindigkeit 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)
- Der lokale Anstellwinkel überschreitet den festgelegten Grenzwert von  $\alpha_{max}$  (Strömungsabriss)
- Die Blattspitzengeschwindigkeit überschreitet  $M_{tip} = 1$  (transsonische Strömung)

## 2.6. Vernachlässigungen und Vereinfachungen

### 2.6.1. Einschränkungen

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

## 2.6.2. Vereinfachungen

### Schub

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

### Propeller und Kennfeld

Bei der Transformation der Propellerkennfelder auf äquidistante Geschwindigkeitsabstände ist der Bereich von  $-10\text{ m/s}$  bis  $0\text{ m/s}$  extrapoliert. Das reale Verhalten der Propeller kann folglich von dem errechneten abweichen. Weiterhin beziehen sich alle Auslegungen auf die Datenbank von APC. Die Modellierung eines Propellers mit gleichem Durchmesser und gleicher Steigung eines anderen Herstellers kann aus diesem Grund abweichen. Gründe dafür können eine unterschiedliche Profilierung, Verwindung oder Profiltiefenverteilung sein.

### Motor

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

### Motorregler

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

### Batterie

Die Berechnung der Batterie vernachlässigt zwei wichtige Einflussfaktoren. Das ist der Temperatureinfluss und der Einfluss der Alterung auf die Kapazität. Dies kann jedoch durch eine Anpassung der Peukert-Konstante kompensiert werden. Weiterhin wird ein Einbruch der Batteriespannung in Abhängigkeit der Entladerate nicht berücksichtigt.

### Wirkungsgrad

Die Berechnung der Strahlleistung beruht auf der Berechnung der induzierten Geschwindigkeit innerhalb der Strahltheorie. Hier wird ein idealer Rotor zugrunde gelegt. Beruhend auf dieser

Annahme bleiben viele Effekte wie Blattspitzeffekte an der Rotorblattspitze und im Bereich der Rotorblattaufhängung, Strömungsablösungen, Blattwirbelinteraktionen usw. unberücksichtigt. Zudem wird eine über den Radius konstante induzierte Geschwindigkeit in der Rotorebene angenommen. Dies ist im Vorwärtsflug und bei Schräganströmung zu relativieren [15].

## 3 Nachbildung des Quadrocopterfluges in Russland

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

### 3.1. Komponenten des Quadrocopters

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 1400KV. Die technischen Spezifikation des Motors sind in Tab.3.1 aufgelistet. Es wurden kleine, sehr schnell drehende Brushless DC Motoren verwendet in Bezug auf den  $K_V$ -Wert und das Motorgewicht.

**Tabelle 3.1.:** Motorparameter

Parameter	Variablenname	Wert
Innenwiderstand $R_i$	R_i	0,123 $\Omega$
Geschwindigkeitskonstante $K_v$	K_V	1400 RPM/V
Leerlaufstrom $I_0$	I_0	0,52 A
maximaler Dauerstrom $I_{max}$	I_max	40 A
Motormasse $m_{Mot}$	m_Mot	0,0365 kg

#### Propeller

Als Propeller wurden 4 Gemfan7038-Propeller eingesetzt. Das sind Propeller mit einem Durchmesser von 7 in und einem Pitch von 3,8 in. Für diesen Propeller wurde in der Leistungsberechnung ein äquivalenter Propeller aus der APC Datenbank mit den gleichen Abmessungen verwendet.



## Batterie

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

**Tabelle 3.2.:** Batterieparameter

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

## Quadrocopterabmaße

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

### 3.1.1. 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

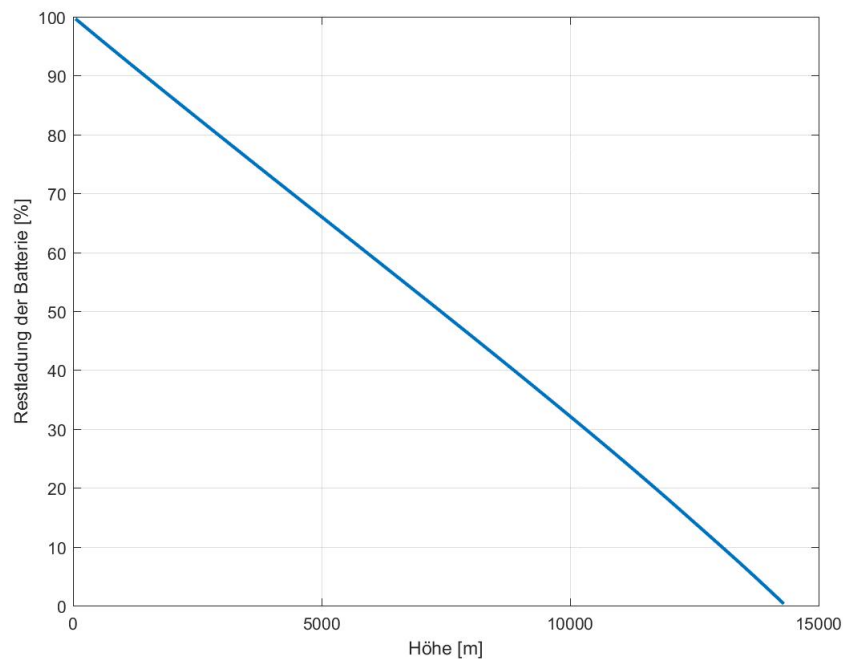
Parameter	Variablenname	Wert
Steiggeschwindigkeit $V_{Kg}$	V_Kg	10 m/s
Erdbeschleunigung $g$	g	9,81 m/s <sup>2</sup>
Starthöhe $H_0$	H_0	0 m
Schrittweite der Höhe $\Delta H$	Delta_H	50 m
maximale Höhe $H_{max}$	H_max	20 000 m
Umgebungstemperatur am Start $T_0$	T_0	263,15 K bzw. $-10^\circ$
Luftdruck am Start $p_0$	p_0	101 325 Pa
Dichte am Start $\rho_0$	rho_0	1,225 kg/m <sup>3</sup>
Adiabatexponent $\kappa$	kappa	1,4
Windgeschwindigkeit $u_{Wg}$	u_Wg	10 m/s

## 3.2. Nachbildung im Programm

## 3.3. Ergebnisse

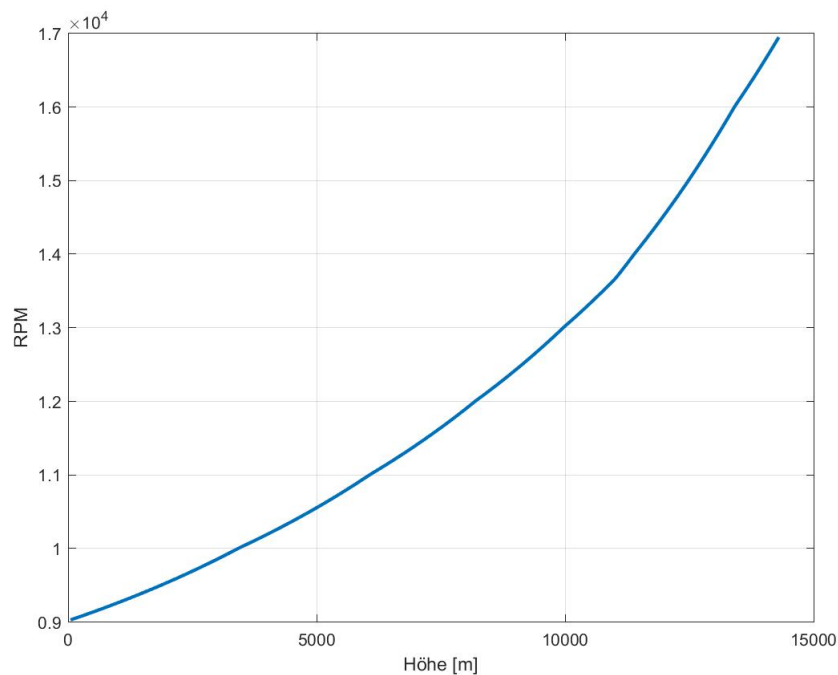
- neue Bilder einfügen und Beschreibung entsprechend anpassen

Im Nachfolgenden sind die Ergebnisse des Programms in Graphen 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. Die Restladung der Batterie nimmt mit der Höhe linear ab (Vgl. Abb.3.3).



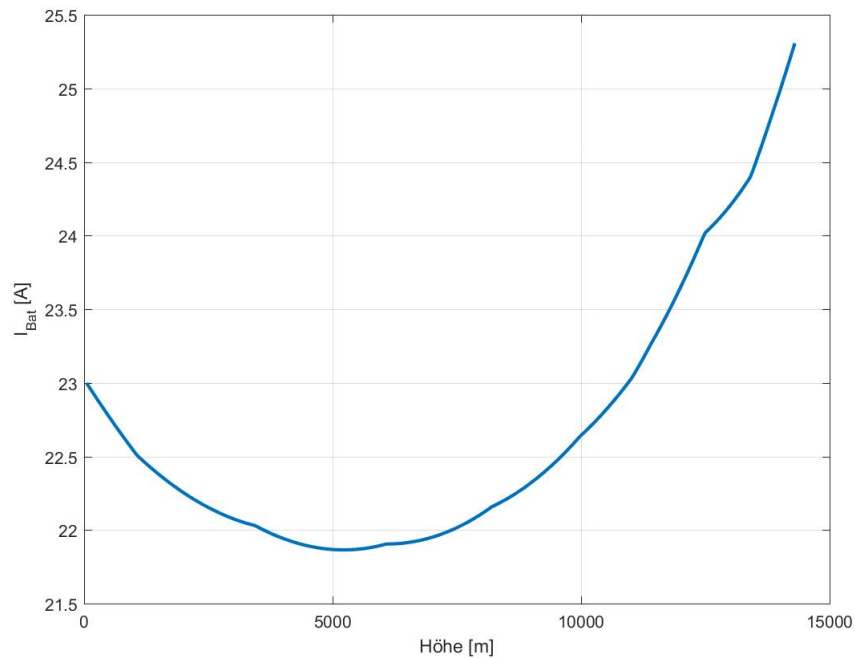
**Abbildung 3.1.:** Restladung der Batterie über der Höhe

Diese erweist sich jedoch nicht als begrenzender Faktor, da selbst in 13 000 m Höhe immer noch ca. 3 % Restladung vorhanden sind. Im Video ist weiterhin die verbrauchte Kapazität in mAh gegeben. Mit dieser und der Gesamtkapazität von aller Zellen kann daraus geschlossen werden, dass der Quadrocopter noch eine Restladung von etwas weniger als 28 % unter idealen Bedingungen am Top Of Climb (TOC) hat. Dieses stimmt beim Ablesen der Restkapazität in % bei 10 260 m aus dem Diagramm annähernd überein. Die berechnete liegt ziemlich genau bei der realen. Hiergegen nimmt die Motordrehzahl und damit auch die Propellerdrehzahl leicht quadratisch zu und erreicht am TOC 17 000 U/min (Vgl. Abb.3.3).

**Abbildung 3.2.:** Motordrehzahl der Batterie über der Höhe

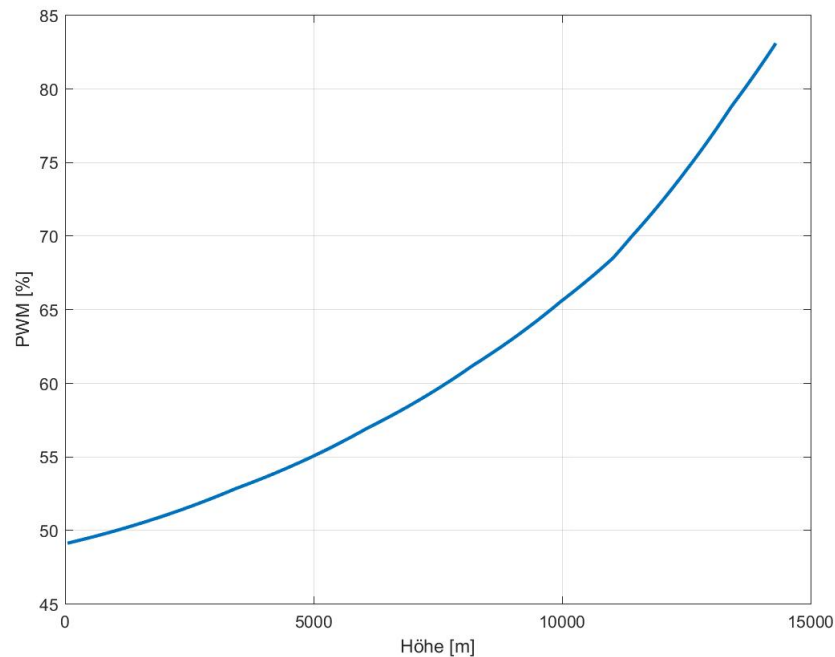
Dies entspricht auch der maximalen Drehzahl des APC-Kennfeldes. Die Berechnung wird abgebrochen, weil das Kennfeld für Drehzahlen von über 17 000 U/min keine Daten mehr liefert. Es ist daher zu vermuten, dass letztendlich die Restkapazität den limitierenden Faktor für größere Höhen darstellt. Trotz der hohen Propellerdrehzahl erreicht die Blattspitzengeschwindigkeit  $M_{tip}$  mit 0,6 Ma keine  $Ma = 1$ . Bemerkenswerterweise erreichen die Restladung und die Propeller-/Motordrehzahl simultan die vorher festgelegten Grenzen.

Der aus der Batterie entnommene Strom  $I_{Bat}$  bleibt innerhalb von 22 A und 25 A für den im Video erreichten Höhenbereich relativ konstant.



**Abbildung 3.3.:** Entladestrom der Batterie über der Höhe

Dies stimmt mit den Beobachtungen aus [1] gut überein. In diesem schwankt der Entladestrom zwischen 21,5 A und 25 A. Stimmen die oben genannten Größen mit denen im Video noch relativ gut überein, zeigen sich bei der PWM große Diskrepanzen. Die ermittelte PWM über der Höhe ist beim Start etwa 50 % und steigt im Laufe des Fluges auf ca. 82,5 % am TOC.



**Abbildung 3.4.:** Pulsweitenmodulation über der Höhe

Der Vergleich mit dem realen Quadrocopterflug zeigt deutlich, dass die errechnete PWM im Durchschnitt etwa 20 % unterhalb der realen liegt.

### 3.4. Diskussion

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

Die verbleibende Kapazität im TOC im Programm wird mit Abweichungen von lediglich  $\pm 1\%$  exakt getroffen. Dies verwundert, da unter anderem der Stromverbrauch zusätzlicher Geräte wie der Motorregler, der Kamera, des Empfängers und anderer nicht in die Kalkulation mit einfließen. Außerdem werden dynamische Effekte (Vgl Kap.2.6) zum Ausgleich von Störungen verursacht durch Böen vernachlässigt. Diese sind in [1] deutlich zu sehen. Als mögliche Ursache können die konservativen Berechnungsmodelle des Motors und des Motorreglers festgestellt werden. Generell wurden die Umgebungsbedingungen, was vor allem die Windgeschwindigkeit und die Atmosphäre betrifft, vereinfacht. Die Windgeschwindigkeit ist in der Nachbildung auf konstante 10 m/s gesetzt worden. Auch wurde eine Standardatmosphäre vorausgesetzt wohingegen die reale Atmosphäre abweichen kann. Aus dem Video lässt sich jedoch entnehmen, dass relative Windstille am Flugtag herrschte und lediglich vereinzelt Böen in größeren Höhen in Erscheinung traten. Der Einfluss dieser kann trotzdem als gering eingestuft werden, gerade da die Standardatmosphäre und die konstante Windgeschwindigkeit eine gute Näherung liefern.

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

Die signifikantesten Unterschiede zwischen Realität und Video 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 [14] brachte nur eine Verbesserung von lediglich 5 %. Eine Ursache kann in der Abriegelung des Motorstroms gefunden werden. Da zum Ausgleich von Störeinflüssen immer noch eine gewisser Leistungsüberschuss gegeben sein muss, wird die PWM ab einem gewissen Wert nach oben hin abgeriegelt. Dieses Verhalten wird in dem Modell nicht berücksichtigt.

Als weitere Einflüsse für die Abweichungen können die in Kap. 2.6 genannten Vernachlässigungen und Vereinfachungen aufgelistet werden. Ihr Einfluss auf die Gesamtabweichung kann allerdings als gering eingeschätzt werden.

# 4 Parameteruntersuchung

## 4.1. Einleitung und Vorgehensweise

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

## 4.2. Multicopter im Vergleich zu einem Flächenflugzeug

### 4.2.1. Vorgehensweise beim Vergleich

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

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

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

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

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

#### 4.2.2. Erste Untersuchung

In der folgenden Tabelle sind wichtige Parameter des Flächenflugzeuges aufgelistet.

**Tabelle 4.1.:** wichtige Parameter des Flächenflugzeuges

Parameter	Variablenname	Wert
Motormasse $m_{Mot}$	m_Mot	106 g
Geschwindigkeitskonstante $K_V$	K_V	1390 1/(V · s)
maximaler Dauerstrom $I_{max}$	I_max	30 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

Die gewählte Konstellation erreicht fast 11 500 m Höhe. Der begrenzende Faktor ist in diesem Fall die fehlende Leistung zum Aufstieg in noch größere Höhen. Zu Beginn des Steigflugs stellt sich ein optimaler Bahnneigungswinkel von ca.  $55^\circ$  ein. Dieser Winkel kann bis zu einer Höhe 7500 m gehalten werden. Dabei steigt die absolute Fluggeschwindigkeit linear mit dem Produkt aus  $\sqrt{\rho^*/\rho}$  an (Vgl. Gleichung 2.31). Gleichzeitig steigt der Motorstrom leicht, da für einen konstanten Bahnneigungswinkel der benötigte Schub konstant bleibt (Vgl. Gleichung 2.34), aber mit abnehmenden Dichte das Drehmoment zunimmt. Noch stärker als der Motorstrom steigt die Motorspannung linear an, bis sie das Niveau des Batteriestroms erreicht. Damit ist das Verhältnis von  $U_{Mot}$  und  $U_{Bat}$  gleich 1 und die PWM liegt bei 100 %. Ab diesem Zeitpunkt kann **leistungsbedingt** die Geschwindigkeit und Schub für einen konstanten Steigwinkel nicht mehr gehalten werden. Folglich steigt der Bahnneigungswinkel, da für ein Höhenintervall die absolute Fluggeschwindigkeit und analog die Steiggeschwindigkeit  $V_H$  mit einem mit einem größeren Bahnneigungswinkel sinkt (Vgl. Gleichung 2.31). Die maximale Motorspannung entspricht ab 7500 m Flughöhe der maximalen Batteriespannung, die durch die Last von anfänglich 15,6 V auf ca. 14,7 V einbricht. Der Verlauf des Batteriestroms steht in direktem Zusammenhang mit dem Motorstrom und der Motorspannung. Dies wird aus Gleichung 2.45 ersichtlich. Bei einem beinahe konstantem Motorstrom ist  $I_{Bat}$  fast



ausschließlich von  $U_{Mot}$  abhängig. Daher der gleiche Verlauf wie bei  $U_{Mot}$ . Danach ist  $U_{Mot}$  konstant und  $I_{Bat}$  hängt nur noch von  $I_{Mot}$  ab. Der Verlauf der Drehzahl ist ausschlaggebend für den der Motorspannung. Da die Motorspannung nicht weiter steigen kann und der Motorstrom leicht absinkt, kann die Drehzahl analog zum sinkenden Strom durch die festgelegten Grenzen leicht steigen (Vgl. Gleichung 2.42). Die Maximaldrehzahl ist damit auf 12 000 RPM begrenzt.

### 4.2.3. Einflussfaktoren auf das Flächenflugzeug

#### Motor-Propeller Kombination

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

#### Anzahl der Motoren und Propeller

Während die Leistung der Motoren mit gleichem Gewicht wenig Einfluss auf den optimalen Steigwinkel hat, ändert sich dies bedeutend mit der Anzahl der Motoren. Schon mit einer Steigerung der Motorenanzahl auf 2 verändert sich der optimale Steigwinkel zu  $90^\circ$ . Die dazu zugehörige Steiggeschwindigkeit liegt hierbei beim Maximum der Steiggeschwindigkeitsiterationsweite. Dies ist solange der optimale Betriebspunkt bis der Steigwinkel von  $55^\circ$  als optimaler ist. Danach ergibt sich das gleiche Verhalten wie es in 4.2.2 beschrieben ist. Das gleiche Flugverhalten ist bei einer Erhöhung der Anzahl auf 4 zu beobachten.

Wird die Anzahl der Propeller erhöht, so liegt der effizienteste Flug eines Flächenflugzeuges im vertikalen Steigflug mit  $\gamma = 90^\circ$ . Außerdem erhöht sich die mit Anzahl an Motoren auch der TOC

### **Gleitzahl**

### **Auslegungsgeschwindigkeit**

### **Penaltyfaktor**

### **Motor-Propeller-Kombination**

Die Motor-Propeller-Kombination beeinflusst entscheidend das Leistungsverhalten von elektrisch, propellergetriebenen Fluggeräten. Für jeden Motor werden vom Hersteller Propeller für einen bestimmten Anwendungsfall vorgegeben, mit dem optimale Leistungen erbracht werden können. Die Propellergröße hängt von der Leistung des Motors ab und von dem Auslegungsfall. Es zeigt sich, dass je stärker der Motor ist, desto größer ist der optimale Radius. Prinzipiell können auch kleinere Propeller verwendet werden. Aufgrund der Motorleistung ist der Pitch deshalb groß zu wählen, um den erforderlichen Schub zu liefern. Wird der Radius weiter vergrößert, so verringert sich der optimale Pitch. Außerdem sind Motoren mit niedrigen  $K_V$ -Werten bei gleichem Motorgewicht zu bevorzugen. Dies liegt in der Tatsache begründet, dass der  $K_V$ -Wert direkt den Motorstrom beeinflusst und ein hoher Wert diesen entsprechend zu Beginn des Fluges bereits stark erhöht. Zudem steht ein hoher  $K_V$  für eine hohe Maximaldrehzahl des Motors, aber für entsprechend weniger Drehmoment. Das gleiche gilt umgekehrt.

### **Anzahl der Motoren**

Noch bessere Ergebnisse können mit 2 Motoren erreicht werden, die einen niedrigen  $K_V$ -Wert besitzen, aber ein hohes Leistungsgewicht. Mit dieser Konstellation sind Flughöhen bis zu 15 000 m möglich. In diesem Fall ist nicht der Flug mit maximalen Motorstrom am effizientesten sondern ein Flug mit konstantem Steigwinkel von ca.  $60^\circ$ . Dabei sinkt der Motorstrom in diesem Zustand leicht, da das Drehmoment mit der Höhe abnimmt. Ebenfalls wie oben ist beschrieben ist dieser Zustand so lange fliegbar bis der Motorstrom auf dem Niveau des Batteriestroms und damit 100 % der PWM erreicht ist. Ab diesem Punkt steigt der Bahnneigungswinkel wieder an, da für einen Höhenschritt die Fluggeschwindigkeit mit Winkel sinkt. alle anderen Größen verhalten sich analog zum oben beschriebenen Zustand

### **Gleitzahl**

Mit einer Verringerung der Gleitzahl geht auch eine Verringerung der maximalen Höhe mit einher und vice versa. Hierbei verändert sich der Verlauf des Steigwinkels nicht ausschlaggebend. Eine

entsprechend hohe Gleitzahl bedeutet gleichzeitig auch eine entsprechend hohe aerodynamische Güte (Vgl. [11]). Dazu sinkt der Widerstand im Vergleich zum Auftrieb, sodass für ein Flächenflugzeug mit einer höheren Gleitzahl für den gleichen Auftrieb weniger Leistung zur Kompensation des Widerstandes aufgebracht werden muss. Als Konsequenz dessen steht mehr Leistung für das Steigen zur Verfügung.

### **Auslegungsgeschwindigkeit**

Die Auslegungsgeschwindigkeit hat einen bedeutenden Einfluss auf die erreichbare Höhe. Da für den Steigflug ein Flug mit konstanten Auftriebsbeiwert vorausgesetzt wird, erhöht sich aufgrund dessen die absolute Fluggeschwindigkeit mit der Höhe und größerem Bahnneigungswinkel (Vgl. Gleichung 2.31). Ist die Auslegungsgeschwindigkeit gering, so wächst sie absolut gesehen mit der Höhe nicht so stark wie hohe Geschwindigkeiten. Eine geringer gewählte Auslegungsgeschwindigkeit im Horizontalflug bedeutet daher auch, dass länger mit maximalen Motorstrom geflogen werden kann, bevor die Motorspannung die Batteriespannung erreicht und somit das Absinken des Steigwinkels einleitet.

### **Auslegungsgleitzahl**

Eine verringerte Gleitzahl ist nur im begrenzten Maße möglich. Mit kleiner werdender Auslegungsgleitzahl steigt der Widerstand im Vergleich zum Auftrieb, der im Horizontalflug konstant bleibt. Als Folge steigt auch der Nullwiderstand. Somit befindet sich das Flächenflugzeug aerodynamisch gesehen vermehrt in der Grauzone, sodass die Aussagekraft der Ergebnisse angezweifelt werden muss.

## **4.2.4. Ergebnisse des Vergleichs**

- Ergebnisse
- ein Flächenflugzeug mit einem Motor erweist sich effizienter als ein Quadrocopter in Bezug auf die max. erreichbare Höhe
- bei Vernachlässigung von zusätzlichen Widerständen und unter Berücksichtigung des einfachen Modells ist dieser Vorteil gerade wieder hinfällig sprich der zusätzliche Höhengewinn schwindet zu Null, wenn man die Widerstände berücksichtigt
- weiterhin erweist sich das Flächenflugzeug als bereits in den möglichen Maßen optimiert (Steiggeschwindigkeit ist in Bezug auf Auslegungszustand und bei Auslegungsgleitzahl optimal, Steigwinkel wird optimiert, Auslegungsgeschwindigkeit und optimale Konstellation von Motor und Propeller

- der Quadrocopter zeigt in diese Richtung noch Potenzial
- bei der Erhöhung der Motoren- und damit auch Propelleranzahl neigt das Flugzeug dazu in einem  $90^\circ$  Winkel zu steigen, dabei optimiert sich die Steiggeschwindigkeit bisher automatisch - eine Erhöhung der Gleitzahl erhöht die Anzahl der Ausreißer, quasi Abweichungen von dem  $90^\circ$  Zustand (zwischenzeitlich ist Flug mit  $90^\circ$  energieoptimaler, zwischenzeitlich der Gleitflug/ Steigflug mit geringerem Steigwinkel)
- letztendlich führt die bisherige Untersuchung wohl zu dem Design eines VTOL-Fliegers (Vermutung)
- wir haben weiterhin ein aerodynamisches Modell besprochen für einen VTOL-Flieger, Flugzustand bei entsprechendem Wind (Ausrichtung bspw. Messerflug) und Geschwindigkeitsmodell, entsprechend 4 mögliche Zustände (Steigwinkel anpassen, Steigwinkel und Fluggeschwindigkeit aus der Gleichungssystem lösen, etc.)
- ich werde nun den Multicopter weiter untersuchen (Anpassung der Steiggeschwindigkeit, Gewicht, Größe, etc.)
- als unterer Ast des Baumes ist eine Untersuchung der Verkleidung des Copters in Richtung VTOL-Flugzeug interessant, folglich auch weitere Untersuchung in diese Richtung

## 4.3. Steiggeschwindigkeit

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

### 4.3.1. Einfluss des Widerstands

Der Widerstandsbeiwert hat einen entscheidenden Einfluss auf die maximale Steiggeschwindigkeit. Bei einem großen maximalen Motorstrom gilt, dass die Begrenzung der Geschwindigkeit durch den Widerstandsbeiwert erfolgt. Eine sehr hohe Geschwindigkeit verringert zum einen die Flugzeit für einen Höhenbereich, erhöht auf der anderen Seite jedoch den Widerstand und damit zusätzlich die benötigte Leistung. Je geringer der  $C_w$  gewählt wird, desto höher ist die optimale Steiggeschwindigkeit. Erhöht sich im Umkehrschluss der Luftwiderstand so sinkt die Steiggeschwindigkeit, da der Widerstand mit der Geschwindigkeit quadratisch (Vgl. Gleichung 2.15) ansteigt. Im Sinne einer

großen maximalen Höhe ist daher eine aerodynamisch günstige Verkleidung des Multicopters anzustreben.

- der Widerstandsbeiwert hat einen entscheidenden Einfluss auf die maximale Steiggeschwindigkeit
- prinzipiell gilt bei einem großen maximalen Motorstrom, dass die Begrenzung der Geschwindigkeit durch den Widerstandsbeiwert erfolgt. Eine sehr hohe Geschwindigkeit verringert zum einen die Flugzeit für einen Höhenbereich, erhöht auf der anderen Seite jedoch den Widerstand und damit die benötigte Leistung.
- je geringer der  $C_W$  gewählt wird, desto höher die Steiggeschwindigkeit, da der Widerstand bei großen Werten noch einen geringen Einfluss hat
- Eine Erhöhung von diesem bezweckt eine Erhöhung eine Verringerung der optimalen Flugeschwindigkeit
- auch hier gilt wieder, dass der Flug mit 100 % am effizientesten ist

#### 4.3.2. Einfluss der Anzahl der Batteriezellen

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

$$Wh = Ah \cdot V \quad (4.3)$$

führt eine Erhöhung der Spannung in dem Produkt aus Spannung und Kapazität unweigerlich zu einer Verringerung der Kapazität. Dies schlägt sich wieder auf den Kostenfaktor aus, der erreichbaren Flughöhe. Diese Maßnahme ist also mit Bedacht zu wählen. Eine extreme Erhöhung der Zellenanzahl bewirkt außerdem wieder ein Flug mit maximalen Motorstrom.

- Einfluss der Batteriezellenanzahl
- als begrenzender Parameter erweist sich die PWM
- dieser kann ausgewichen werden, wenn die Anzahl der Zellen erhöht wird, weil damit die Batteriespannung steigt.
- damit begrenzt nicht mehr die PWM die Höhe, sondern es sind andere Parameter

- Wenn sie nicht mehr begrenzt, wird als erstes die maximale Motorspannung erreicht und konstant mit ihr geflogen
- dies ist nicht so effizient, wie mit maximaler Leistung, entsprechend verringert sich die max. erreichbare Höhe
- Der Batteriezellenanzahlhöhen sind Grenzen gesetzt
- Durch eine Erhöhung der Batteriespannung verringert sich um Umkehrschluss die Kapazität der Batterie, da gilt  $Wh = Ah \cdot U$
- Eine extreme Erhöhung der Zellenanzahl bewirkt außerdem wieder ein Flug mit maximalen Motorstrom

### 4.3.3. Einfluss des maximalen Motorstroms

Die Ergebnisse zeigen, dass ein geringer maximaler Motorstrom die ebenfalls die Steiggeschwindigkeit begrenzt. Dieser begrenzt die dem Motor entnommene Leistung. Folglich ist ein Motor für einen solchen Steigflug zu wählen, der einen entsprechend hohen Dauerstrom vertragen kann, wie der Motor aus Kapitel ??.

Die Motorleistung

- Einfluss des maximalen Motorstroms
- ist dieser sehr gering gewählt so stellt er den begrenzenden Parameter
- dieser begrenzt die dem Motor entnommene Leistung
- entsprechend ist diese groß zu wählen wie beim Cobra-Motor

## 4.4. Verstellpropeller

- Aus der Datenbank von APC werden alle Propeller mit dem vorgegebenen Durchmesser und verschiedenen Pitches entnommen
- Vernachlässigt werden dabei gesonderte Propeller mit z.B. besonderem Pitch, Verwindung, E am Ende oder mit mehr als 2 Blättern (3 oder 4)
- hier interessant, ob Funktion für Regression des Wirkungsgrades über dem Schubbeiwert???

- interessant ist hier Regression → Frage nur über was, Wirkungsgrad in Abhängigkeit von  $C_T$  oder  $\lambda$

- Auswahl nach

$$\eta_{Prop} = \frac{T \cdot \tilde{V}}{P} = \frac{T \cdot (\mu_z + v_i)}{M \cdot \omega} \quad (4.4)$$

- Cite Ogur

## 4.5. Steigwinkel

## 4.6. Größe des Fluggerätes

## 4.7. VTOL im Vergleich zum Gleitflug

- hier ist der Vergleich vor allem in Bezug auf die Motorisierung interessant
- höhere Motorisierung und zus. Gewicht ↔ schwächere Motorisierung und geringeres Gewicht im Gleitflug

# **5 Zusammenfassung und Ausblick**

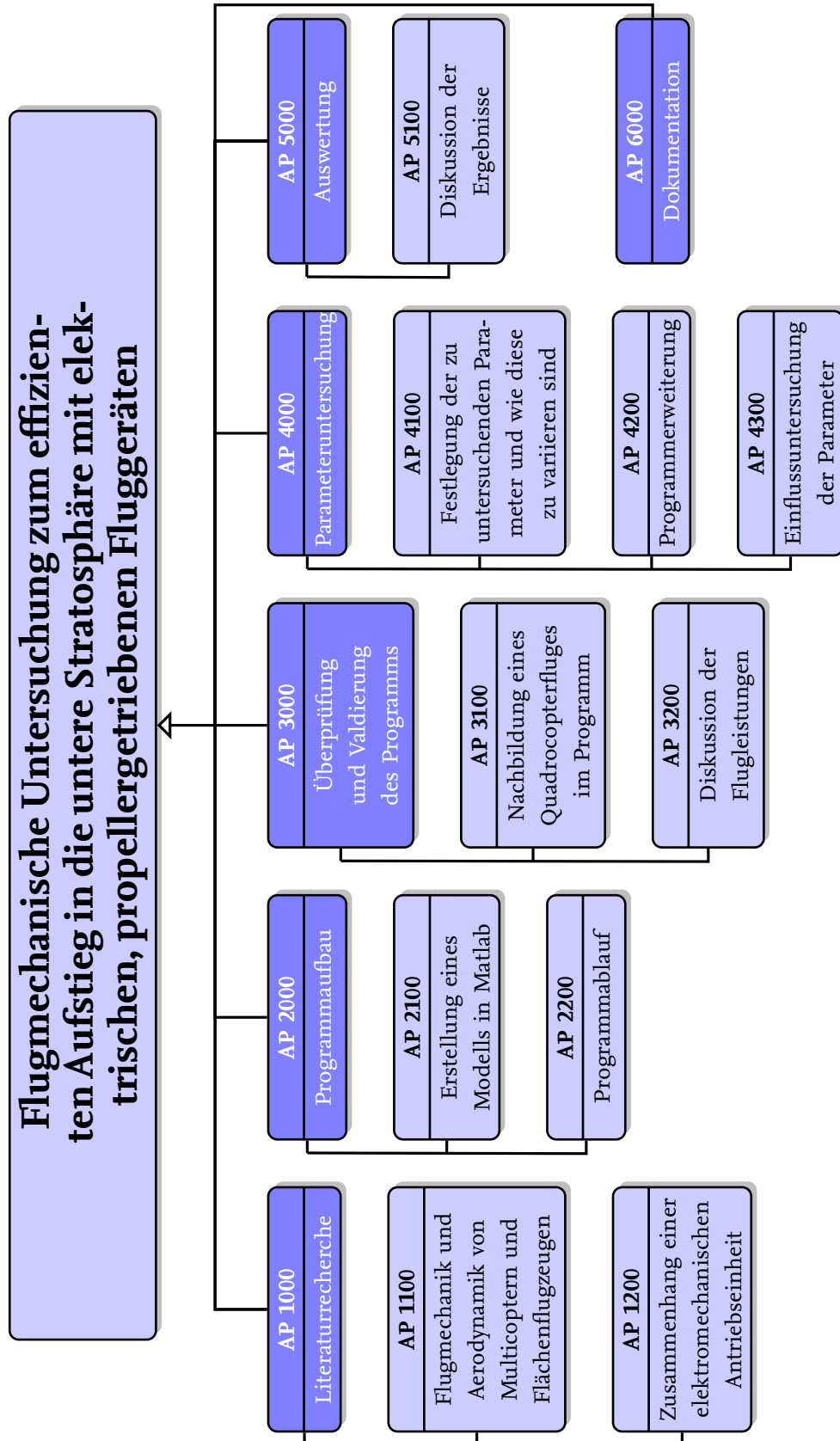
## **5.1. Zusammenfassung**

## **5.2. Ausblick**



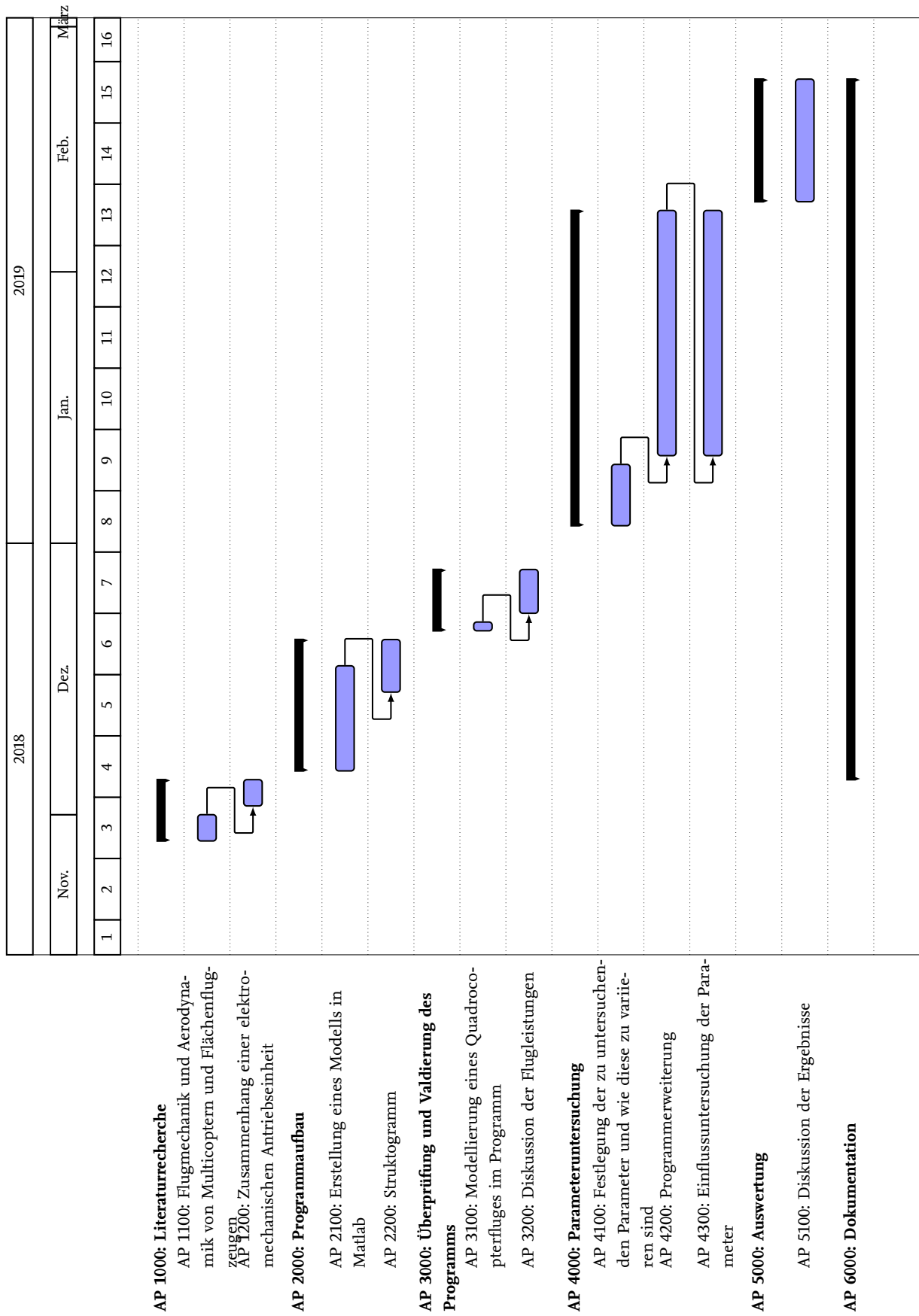
## **6 Projektmanagement**

## 6.1.1. Projektstrukturplan





## 6.2. Zeitplan



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

		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	
<b>Ziele:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Kenntnis über elektromechanische Antriebseinheiten</li><li>■ Wissen über die gegenseitige Beeinflussung der Antriebseinheiten</li></ul> <b>Input:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Literaturrecherche bezüglich Brushlessmotoren, Reglern, Batterien , etc.</li></ul> <b>Schnittstellen zu anderen APs:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ AP 2100, AP 4000</li></ul> <b>Aufgaben:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Auseinandersetzung mit der Thematik</li><li>■ Kenntnis über die Grundlagen eines elektromechanischen Antriebs</li></ul> <b>Ergebnisse:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Kenntnis über den Zusammenhang und die Berechnung einzelner Komponenten der elektrischen Antriebseinheit</li><li>■ Wissen über die Grenzen der elektromechanischen Einheiten</li></ul>		

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

		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	
<b>Ziele:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Erstellen eines Struktogramms für das Programm zur Leistungsberechnung</li></ul>		
<b>Input:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Ergebnisse aus AP 2100</li></ul>		
<b>Schnittstellen zu anderen APs:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ AP 6000</li></ul>		
<b>Aufgaben:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Erstellen eines Struktogramms für die einzelnen Programmabläufe</li><li>■ Überprüfung des Programmablaufs auf Optimierungspotenzial</li></ul>		
<b>Ergebnisse:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Strukturiertes Ablaufdiagramm, welches die entsprechenden Abläufe ohne Quelltext darstellt</li><li>■ Optimierung der Programmablaufstruktur</li></ul>		



		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	
<b>Ziele:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Überprüfung der Validität des Quadrocopterfluges in Russland</li><li>■ Validierung des aufgestellten Modells</li></ul> <b>Input:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Ergebnisse aus AP 2100</li></ul> <b>Aufgaben:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Internetrecherche aller benötigten Parameter zur Nachbildung des Fluges im Programm</li><li>■ Darstellung der nachgebildeten Flugleistungen in Diagrammen</li></ul> <b>Ergebnisse:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Nachgebildeter Flug im Programm</li></ul>		

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

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

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

		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	
<b>Ziele:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Untersuchung des Einflusses der in AP 4100 festgelegten Parameter</li></ul> <b>Input:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Ergebnisse aus AP 4100 und AP 4200</li></ul> <b>Schnittstellen zu anderen APs:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ AP 2000</li></ul> <b>Aufgaben:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Untersuchung des Parametereinflusses auf die Flugleistungen des Flugsystems</li><li>■ Darstellung dieses Einflusses in dafür geeigneten Diagrammen, Graphen, Bildern, etc.</li></ul> <b>Ergebnisse:</b> <ul style="list-style-type: none"><li>■ Aufzeigen des Einflusses auf die Flugleistungen</li><li>■ Ermittlung des Optimums für die Flugleistung</li></ul>		

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

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





# Literatur

- [1] C. (DIY Drones) Anderson und C. Blouin. *10 km high flight with a 1kg quadcopter*. 2018. URL: <https://diydrones.com/profiles/blogs/10-km-high-flight-with-a-1kg-quadcopter>.
- [2] Gerhard Brüning, Xaver Hafer und Gottfried Sachs. *Flugleistungen: Grundlagen · Flugzustände · Flugabschnitte Aufgaben und Lösungen*. Zweite, neubearbeitete und erweiterte Auflage. Hochschultext. Berlin und Heidelberg: Springer, 1986. ISBN: 978-3-540-16982-6. DOI: 10.1007/978-3-662-07259-2. URL: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-662-07259-2>.
- [3] *Drive Calculator*. 7.05.2018. URL: <http://www.drivecalc.de/>.
- [4] *eCalc - the most reliable electric Motor Calculator on the Web for RC Pilots*. 23.12.2018. URL: <https://www.ecalc.ch/>.
- [5] *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/>.
- [6] 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>.
- [7] 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.
- [8] Mark Drela. "First-Order DC Electric Motor Model". In: (2007).
- [9] 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.
- [10] 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.
- [11] 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.
- [12] 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.
- [13] 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.

- [14] 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.
- [15] Berend Gerdes Wall. *Grundlagen der Hubschrauber-Aerodynamik*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2015. ISBN: 978-3-662-44399-6. DOI: 10.1007/978-3-662-44400-9.

## **A Blindtext im Anhang**