



Technische
Universität
Braunschweig

Institut für
Flugführung



Bachelorarbeit

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

Lucas Schreer

15. Dezember 2018

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: 36
Abbildungen: 1
Tabellen: 5



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

Abbildungsverzeichnis	VIII
Tabellenverzeichnis	IX
Nomenklatur	X
1. Einleitung	1
1.1. Motivation	1
1.2. Stand der Technik	1
1.3. Ziel der Arbeit	2
2. Programm	3
2.1. Parameter des Fluggeräts	3
2.2. Parameter der Mission	5
2.3. Berechnung weiterer Parameter	6
2.4. Parameter der Mission	6
2.5. Aufbau des Programms	7
2.6. Leistungsberechnung	9
2.6.1. Veränderung der Umgebungsparameter mit der Höhe	9
2.6.2. Schub berechnen	9
2.6.3. Drehzahl und Drehmoment aus Propellerkennfeld interpolieren	11
2.6.4. Motorzustand berechnen	12
2.6.5. Zustand der Motorregler	12
2.6.6. Batteriezustand	12
2.6.7. Wirkungsgrad über das Gesamtsystem	13
2.6.8. Werden Grenzen überschritten?	13
2.7. Vernachlässigungen und Vereinfachungen	14
2.7.1. Einschränkungen	14
2.7.2. Vereinfachungen	14
3. Nachbildung des Quadrocopterfluges in Russland	16
3.1. Komponenten des Quadrocopters	16
3.2. Nachbildung im Programm	17
3.3. Ergebnisse	17
3.4. Diskussion	17

4. Parameteruntersuchung	18
4.1. Einleitung und Vorgehensweise	18
4.2. Stand der Technik	18
4.3. Ziel der Arbeit	18
5. Zusammenfassung und Ausblick	19
5.1. Zusammenfassung	19
5.2. Ausblick	19
6. Projektmanagement	20
6.1. Projektstrukturplan	21
6.2. Zeitplan	23
A. Blindtext im Anhang	36

Abbildungsverzeichnis

2.1. Struktogramm des MATLAB-Skripts	8
--	---

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. Flugparameter	6
2.7. Umgebungsparameter	6
3.1. Motorparameter des Cobra CM-2206/30	16
3.2. Batterieparameter	17

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 schon seit längerer Zeit 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 (rref einfügen), 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 [Ostler] wird mithilfe von Flugversuchen die Flugzeugpole von Modellflugzeugen ermittelt. Mit dieser wird im Anschluss die Flugleistung quantifiziert. Wiederum in [KARI] 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 (ecalc, drivecalc, flyeval). 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 [PCUP] 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 ganzen wird in [Quan, Chinesen, Stepanika] 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 [Koriakin] 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 festgelegt, je nachdem, welches Fluggerät untersucht werden soll. Das Programm und die diesem grundlegende Leistungsberechnung, basieren auf dem internen "Leistungsberechnung von Multicoptern" von Y. Beyer (2016). 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 jeweils nur eins zu jedem Zeitpunkt untersucht werden kann. 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 die Motorspannung und den Motorstrom zu berechnen. Der letzte 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 Fluggeräts mit ein.

Tabelle 2.1.: Motorparameter für technische Grenzen

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

Propeller

Der Propellernamen wird in der Form 'Durchmesser x Pitch' angegeben. Der Name ist wichtig, um das Propellerkennfeld aus 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 Anströmung und der Berücksichtigung der Blattelemententheorie.

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

Parameter	Variablenname	Einheit
Propellernamen	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 α_{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**). Außerdem sind Lithium Batterien stark temperaturempfindlich. Niedrige Temperaturen als die Umgebungstemperatur können die angegebene Nennkapazität reduzieren und die Verluste 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_{Copter}	m_copter	kg
Obere Stirnfläche $A_{copter,oben}$	A_copter	m^2
seitliche Stirnfläche $A_{copter,seitlich}$	A_copter_seitlich	m^2
Oberer Widerstandsbeiwert $c_{W,copter,oben}$	c_W_copter_oben	—
Seitlicher Widerstandsbeiwert $c_{W,copter,seitlich}$	c_W_copter_seitlich	—
Maximaler Auftriebsbeiwert $c_{A,copter,max}$	c_A_copter_max	—

Flächenflugzeug

Der erste Parameter des Flächenflugzeugs wird zur Ermittlung des Bahnanstellwinkels benötigt. Für den Steigflug wird ein Flug mit optimaler Gleitzahl E vorausgesetzt. Mit der Leermasse wird analog zum Multicopter der Schub berechnet.

Tabelle 2.5.: Parameter des Flächenflugzeug

Parameter	Variablenname	Einheit
Reziproke Gleitzahl ϵ	epsilon	—
Leermasse des Flächenflugzeug $m_{Flugzeug}$	m_flugzeug	kg

2.2. Parameter der Mission

Missionsparameter

Innerhalb der Flugparameter kann die Nutzlast m_{Nutz} des Fluggerätes bestimmt werden. Diese Masse fließt mit der Masse des Motors und 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 Steiggeschwindigkeit vor.

Tabelle 2.6.: Flugparameter

Parameter	Variablenname	Einheit
Bahngeschwindigkeit V_{Kg}	V_Kg	m/s
Bahnneigungswinkel γ	gamma	$^{\circ}$

Umgebungsparameter

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 2.7.: Umgebungsparameter

Parameter	Variablenname	Einheit
Erdbeschleunigung g	g	$9,81 m/s^2$
Starthöhe H_0	H_0	m
Schrittweite der Höhe ΔH	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 ρ_0	rho_0	kg/m^3
Adiabatenexponent κ	kappa	$1,4$
Windgeschwindigkeit u_{Wg}	u_Wg	m/s

2.3. Berechnung weiterer Parameter

2.4. Parameter der Mission

2.5. Aufbau des Programms

Der Aufbau des MATLAB-Skriptes wird im Struktogramm (abb. blabla) verdeutlicht.

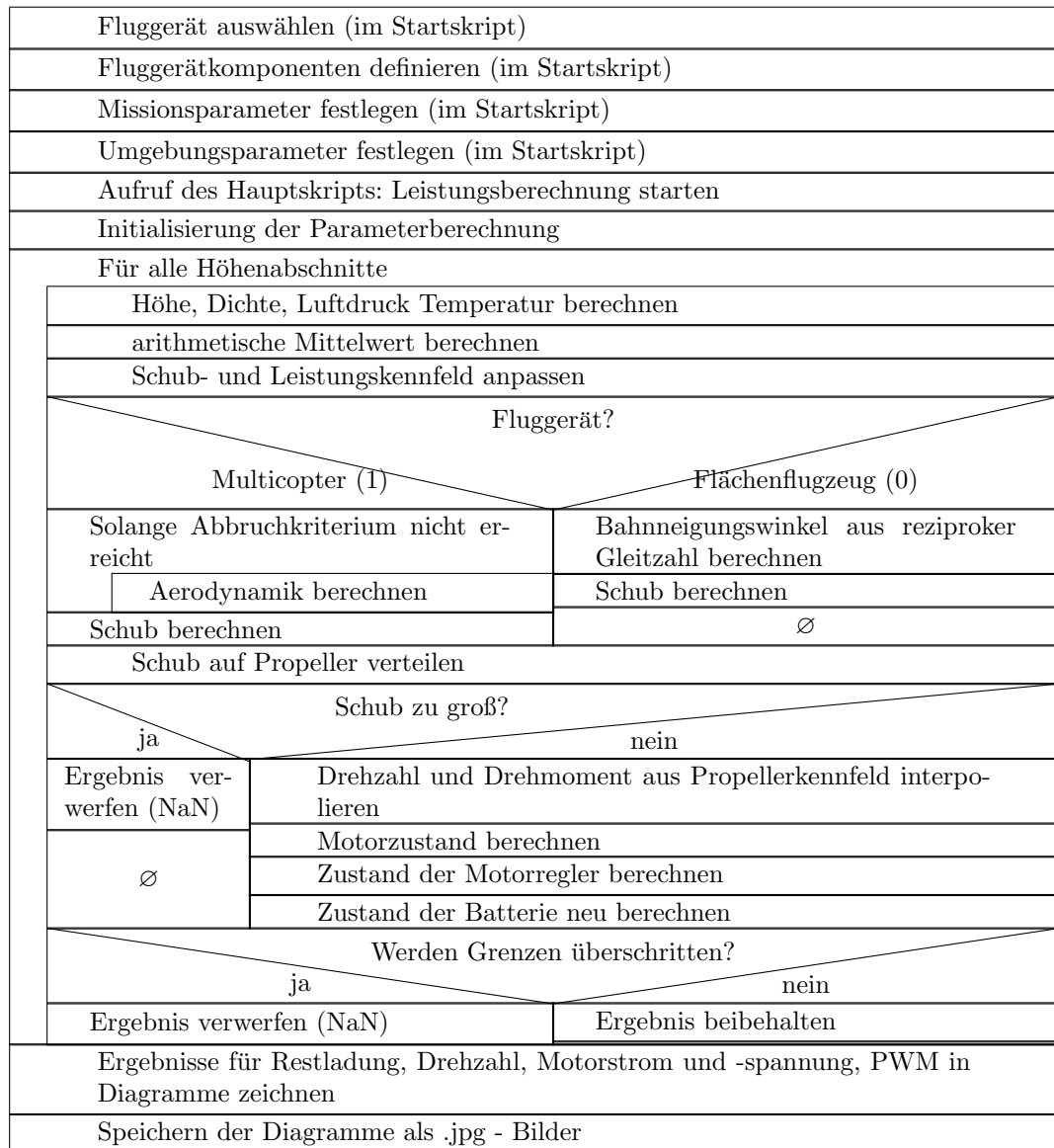


Abbildung 2.1.: Struktogramm des MATLAB-Skripts

2.6. Leistungsberechnung

2.6.1. 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 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 20 000 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 Höhenabschnitt.

2.6.2. 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 Modells wird die Aerodynamik berechnet. Hierbei sind der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert Funktionen des modifizierten Anstellwinkels. Die Idee des Aerodynamischen Modells entstammt aus Beyer, Y. 2016b. Die absolute Fluggeschwindigkeit setzt sich zusammen aus Seitenwindgeschwindigkeit und Bahngeschwindigkeit

$$V_A = \sqrt{(u_{Kg} + u_{Wg})^2 + w_{Kg}^2} \quad (2.8)$$

mit

$$\begin{pmatrix} u_{Kg} \\ w_{Kg} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \gamma \\ -\sin \gamma \end{pmatrix} \cdot V_{kg}. \quad (2.9)$$

Institut für Flugführung

Die am Multicopter angreifenden Kräfte werden in Abbildung(einfügen) dargestellt.
Für die spätere Koordinatentransformation wird der Windanstellwinkel

$$\gamma_a = \arctan \left(\frac{-w_{Kg}}{u_{Kg} + u_{Wg}} \right) \quad (2.10)$$

berechnet. Die Iteration beginnt mit $\Theta_0 = 0$ und der Berechnung des modifizierten Anstellwinkels

$$\alpha_M = \Theta' - \gamma_a. \quad (2.11)$$

Im Anschluss werden die aerodynamischen Beiwerte

$$c_W = \frac{c_{W,copter,oben} - c_{W,copter,seitlich}}{2} \cdot \cos(2 \cdot \alpha_M) + \frac{c_{W,copter,oben} + c_{W,copter,seitlich}}{2} \quad (2.12)$$

und

$$c_A = c_{A,max} \cdot \sin(2 \cdot \alpha_M) \quad (2.13)$$

berechnet. Mit diesen folgt die Berechnung der aerodynamischen Kräfte

$$W = c_W \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A_{copter,oben} \cdot V_A^2, \quad (2.14)$$

$$A = c_A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot A_{copter,oben} \cdot V_A^2. \quad (2.15)$$

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

$$\begin{pmatrix} X^A \\ Y^A \\ Z^A \end{pmatrix}_g = \begin{pmatrix} \cos \gamma_a & 0 & -\sin \gamma_a \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \gamma_a & 0 & \cos \gamma_a \end{pmatrix}^T \cdot \begin{pmatrix} -W \\ 0 \\ -A \end{pmatrix}_a = \begin{pmatrix} -W \cdot \cos \gamma_a - A \cdot \sin \gamma_a \\ 0 \\ W \cdot \sin \gamma_a - A \cdot \cos \gamma_a \end{pmatrix}_g. \quad (2.16)$$

Der Neigungswinkel kann aus dem Kräftegleichgewicht

$$\Theta'_i = -\arctan \left(\frac{-X_g^A}{Z_g^A + m \cdot g} \right), \quad i = 1, 2, 3, \dots \quad (2.17)$$

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

$$\Delta \Theta' = \Theta_i - \Theta_{i-1} \stackrel{!}{<} 0,001^\circ \quad (2.18)$$

erreicht wird. Ist das Abbruchkriterium erreicht, kann der erforderliche Schub mit dem Satz des Pythagoras aus den Kräften in X_g - und Z_g -Richtung

$$S = \sqrt{X_g^2 + (Z_g^A + m \cdot g)^2} \quad (2.19)$$

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

Der Schub für ein Flächenflugzeug berechnet sich aus der Kompensation des Widerstandes und des Anteils der Gewichtskraft. Aus dem Kräftegleichgewicht können folgende Beziehungen

$$F = W + \sin \gamma \cdot G, \quad (2.20)$$

$$A = \cos \gamma G \quad (2.21)$$

entnommen werden. Mit

$$E = \frac{A}{W} \quad (2.22)$$

bzw.

$$\varepsilon = \frac{W}{A} = \frac{c_W}{c_A} \quad (2.23)$$

können die Gleichungen umgeformt werden zu

$$F = G \cdot \cos \gamma \cdot \left(\frac{1}{E} + \tan \gamma \right) = G \cdot (\sin \gamma + \varepsilon \cdot \cos \gamma) \quad (2.24)$$

2.6.3. Drehzahl und Drehmoment aus Propellerkennfeld interpolieren

In der Propellerdatenbank von Hersteller 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 uniforme Geschwindigkeitsabstände transformiert werden. Dazu wird ein Geschwindigkeitsvektor mit Abständen von 1 m/s gebildet. Die Funktion `Propeller_map` (entnommen 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

$$T = \dot{m} \cdot v_\infty = \rho \cdot A_{\text{Propeller}} \cdot v_i \cdot v_\infty \quad (2.25)$$

zusammen. Unter der Annahme gleicher induzierter Geschwindigkeiten v_i und gleicher Geschwindigkeiten im voll ausgebildeten Abstrom v_∞

$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (2.26)$$

kann das Schubfeld des Propellers an den Höheneinfluss angepasst werden.

2.6.4. 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 (Drela 2007). Der Motorstrom berechnet sich aus

$$I_{Mot} = Q \cdot K_v + I_0. \quad (2.27)$$

Mit dem Strom ergibt sich die Spannung nach

$$U_{Mot} = \frac{\omega}{K_v} + R_i \cdot I_{Mot}. \quad (2.28)$$

2.6.5. Zustand der Motorregler

Der Wirkungsgrad von brushless Motorreglern (Electronic Speed Control (ESC)) lässt sich wie folgt berechnen.

$$\eta_{ESC} = \begin{cases} 0,7 \cdot PWM + 0,50 & \text{wenn } 0 < PWM \leq 0,5 \\ 0,2 \cdot PWM + 0,75 & \text{wenn } 0,5 < PWM \leq 1 \\ \text{undefiniert} & \text{sonst} \end{cases} \quad (2.29)$$

Das einfache Modell stammt aus [Lubrano 2016](#) und wird auch in [Beyer 2016b](#) verwendet. Die Pulsweitenmodulation (PWM)

$$PWM = \frac{U_{mot}}{U_{Bat}} \quad (2.30)$$

setzt sich aus dem Spannungsverhältnis des ESCs zusammen.

2.6.6. Batteriezustand

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

$$I_{Bat} = I_{Mot} \cdot \frac{PWM}{\eta_{PWM}} \cdot n_{Prop}. \quad (2.31)$$

$$\dot{C} = \frac{I_{Bat}[A]}{C_{Bat}[A]} \cdot n_{Prop} \quad (2.32)$$

$$C_{Bat,Peukert} = C_{Bat} \cdot \left(\frac{1}{C}\right)^{P_{Bat}-1} \quad \text{mit } P_{Bat} \geq 1, \quad (2.33)$$

$$\Delta C_{Bat,i} = I_{Bat} \cdot t_{Flug} + \Delta C_{Bat,i-1} \quad \text{mit } \Delta C_{Bat,0} = 0. \quad (2.34)$$

$$Restladung_i[\%] = \frac{C_{bat,Peukert} - \Delta C_{Bat,i}}{C_{Bat,Peukert}} \cdot 100\% \quad (2.35)$$

2.6.7. 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

$$\eta_{ges} = \frac{P_{Strahl}}{P_{Bat}}. \quad (2.36)$$

Die Strahlleistung

$$P_{Strahl} = T \cdot (v_i + V_c) \quad (2.37)$$

setzt sich aus dem Schub und der induzierten Geschwindigkeit sowie der Steiggeschwindigkeit 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 **van der Wall**:

$$f(v) = v - \mu_z - \frac{v_h^2}{\sqrt{\mu^2 + v^2}} \quad (2.38)$$

$$f'(v) = 1 + v \cdot \frac{v_h^2}{\sqrt{\mu^2 + v^2}^3} \quad (2.39)$$

$$v_{n+1} = v_n - \frac{f(v_n)}{f'(v_n)} \quad n = 0, 1, 2, \dots \quad (2.40)$$

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

$$v_h = \sqrt{\frac{m \cdot g}{2 \cdot \rho \cdot A_{Rotor} \cdot n_{Prop}}}. \quad (2.41)$$

Die der Batterie entzogenen Leistung

$$P_{Bat} = U_{Bat} \cdot I_{Bat} \quad (2.42)$$

ist das Produkt aus der Batteriespannung und dem -strom.

2.6.8. 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 (zu hohe Flugzeit)
- Die Motorspannung ist größer als die nominelle Spannung der Batterie
- Die Motorspannung ist kleiner als Null (zu schneller Sinkflug)
- Die C-Rate ist größer als die maximal zulässige C-Rate der Batterie (zu hoher Batteriestrom)
- Der Motorstrom ist höher als der maximal zulässige Dauerstrom des Motors unter Last (Motor nimmt irreparable Schäden)
- Der Anstellwinkel überschreitet den festgelegten Grenzwert von α_{max} (Strömungsabriss)
- Die Blattspitzengeschwindigkeit überschreitet $M_{tip} = 1$ (transsonische Strömung)

2.7. Vernachlässigungen und Vereinfachungen

2.7.1. Einschränkungen

Für die Leistungsberechnung sind mehrere Vernachlässigungen vorzunehmen. Zuerst wurden keinerlei dynamische Effekte und Verhalten berücksichtigt. Dies beinhaltet translatorische Beschleunigungen des Multicopters, Drehträgheiten der Rotoren sowie Beschleunigungen dieser und rotatorische Beschleunigungen des Multicopters durch den Regler. 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 Höhe vernachlässigt. Hinzu kommt die Vernachlässigung der Totzeit des Reglers. Weiterhin nicht berücksichtigt bleiben Reynoldszahl- und Machzahleffekte. Transsonische 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 Geräte / Komponenten keinen zusätzlichen Strom verbrauchen.

2.7.2. Vereinfachungen

Schub

Der Schub wird innerhalb eines sehr einfachen Modells berechnet

Kennfeld

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

Motor

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

Motorregler

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

Batterie

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

Wirkungsgrad

Die Berechnung der Strahlleistung beruht auf der Berechnung der induzierten Geschwindigkeit innerhalb der Strahltheorie. Hier wird ein idealer Rotor zugrunde gelegt. Beruhend auf der Annahme eines idealen Rotors, Profilierung von $r = 0$ bis $r = 1$, bleiben Blattspitzeneffekte, Blattwirbelinteraktionen, Strömungsablösungen usw. vernachlässigt. Zudem wird eine über den Radius konstante

induzierte Geschwindigkeit in der Rotorebene angenommen. Dies ist im Vorwärtsflug und bei Schräganströmung zu relativieren. **van der Wall**

3 Nachbildung des Quadrocopterfluges in Russland

Mithilfe des Videos [Koriakin](#) 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

Folglich sind alle für das Modell relevante Komponenten aufgelistet.

Motor

Als Motor wurden Cobra CM-2206/30 verwendet. Die technischen Spezifikation sind in 3.1 aufgelistet.

Tabelle 3.1.: Motorparameter des Cobra CM-2206/30

Parameter	Variablenname	Wert
Innenwiderstand R_i	R_i	0,123 Ω
Geschwindigkeitskonstante K_v	K_V	1200 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 wurden entsprechende Propeller aus der APC Datenbank mit den gleichen Abmessungen verwendet.

Batterie

Die Batterie ist eine selbst gebaute LiIon Batterie in der Bauform 4s3p. Die verwendeten Zellen waren Sony / Murata Konion US18650VTC6 3000mAh - 30A. Diese haben eine Kapazität von 3000mAh. Die

Tabelle 3.2.: Batterieparameter

Parameter	Variablenname	Einheit
Energiedichte $\frac{E_{Bat}}{m_{Bat}}$	E_Dichte	750 000 J/kg
Anzahl der Batteriezellen $N_{Bat,cell}$	N_bat_cell	4
nominale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell}$	U_bat_nom	3,7 V
minimale Spannung pro Batteriezelle $U_{Bat,cell,min}$	U_bat_min	3,1 V
Peukert-Konstante P	P_bat_Peukert	1,05
Maximale C-Rate $C_{rate,max}$	C_Rate_max	50
Batteriemasse m_{Bat}	m_bat	0,55 kg

Batteriekapazität herausfinden vermutlich 9 - 9,5 Ah im Video nur auf A bezogen (Frage, was das bedeutet)

Qudrocopterabmaße

3.2. Nachbildung im Programm

3.3. Ergebnisse

3.4. Diskussion

4 Parameteruntersuchung

4.1. Einleitung und Vorgehensweise

4.2. Stand der Technik

4.3. Ziel der Arbeit

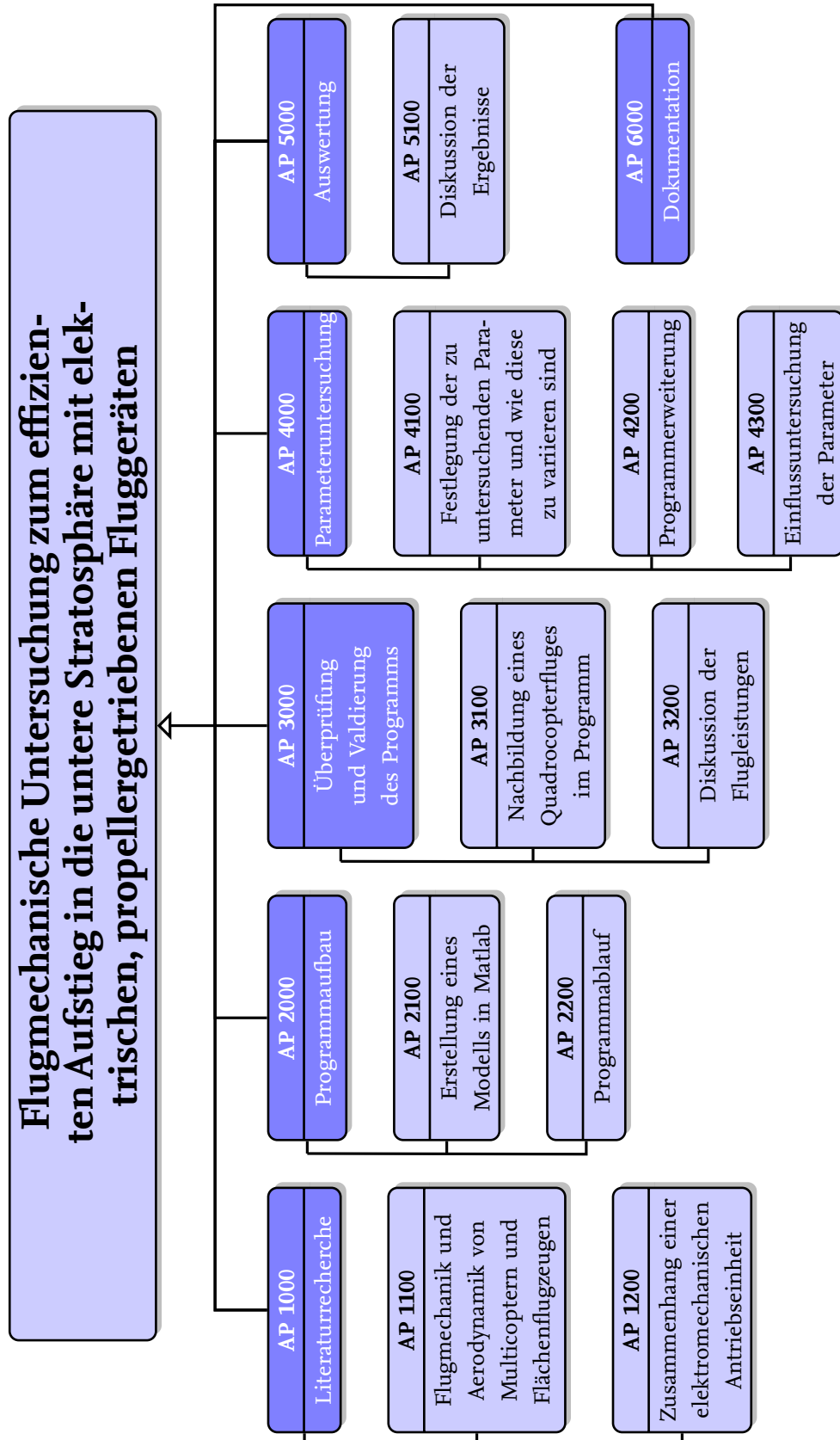
5 Zusammenfassung und Ausblick

5.1. Zusammenfassung

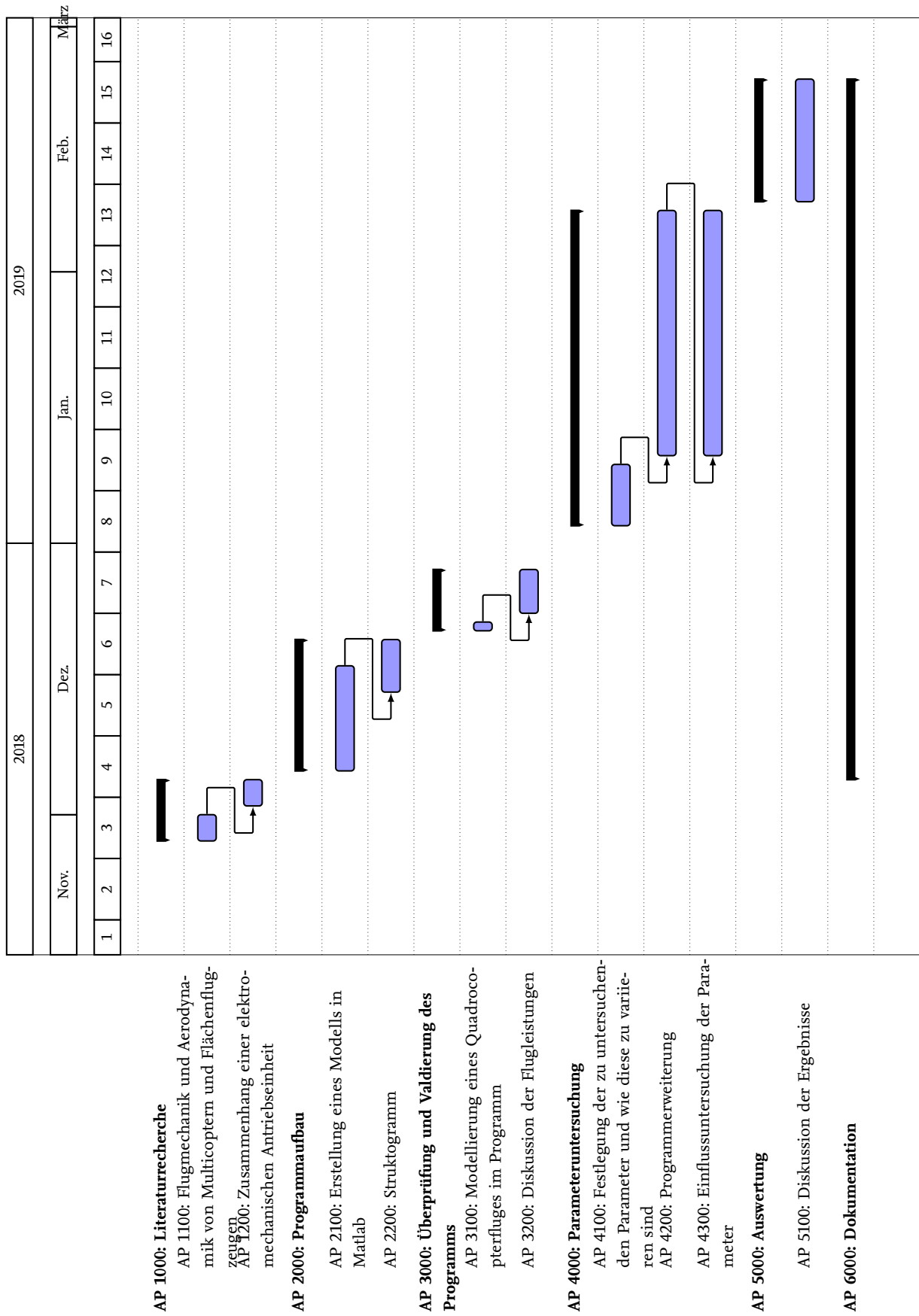
5.2. Ausblick

6 Projektmanagement

6.1.1. Projektstrukturplan



6.2. Zeitplan



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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

A Blindtext im Anhang