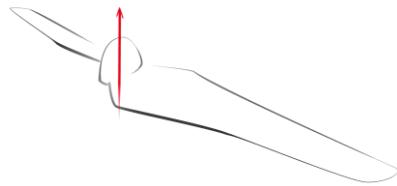


Structural Integration



STUDIENARBEIT

im Studiengang Luft- und Raumfahrtssysteme (TLS 12)

an der DHBW Ravensburg

Campus Friedrichshafen

Von

Marius Graf¹⁾, Sascha Brünig²⁾

¹⁾Bertrandt Technikum GmbH, ²⁾Airbus Defense and Space

Oktober 2014 (KW37)

Bearbeitungszeitraum

Oktober 2014 bis Dezember 2014,

April 2015 bis Juni 2015

Betreuer

Prof. Dr.-Ing. Thomas Mannchen

Erklärung

gemäß § 5 (3) der „Studien- und Prüfungsordnung DHBW Technik“ vom 22. September 2011.

Hiermit erklären wir, dass wir die vorliegende Arbeit mit dem Titel

Structural Integration

selbstständig angefertigt, nicht anderweitig zu Prüfungszwecken vorgelegt, keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel benutzt und wörtliche sowie sinngemäße Zitate als solche gekennzeichnet haben.

Friedrichshafen, den 07.07.2015

The image shows two handwritten signatures side-by-side. The signature on the left is "Marius Graf" and the one on the right is "Sascha Brünig". Both signatures are written in black ink on a white background.

Marius Graf

Sascha Brünig

Kurzfassung

Im Rahmen der Studienarbeit des Teams „Structural Integration“ wurden die Hexacopter „ANNA“ und „BORIS“ aufgebaut, in CAD Modelle übertragen, sowie mit einer Payload-Halterung erweitert. Darüber hinaus wurden anhand einer ermittelten Motorkennlinie Flugleistungsdaten bestimmt und die optimale Schwerpunktllage analysiert.

Die beiden Hexacopter basieren auf dem Modell DJI FlameWheel F550. Zu dem normalen Aufbau wurde der Hexacopter zusätzlich mit einem PropGuard zum Schutze der Propeller und Personen ausgestattet. Darüber hinaus wurde eine geeignete Payload-Halterung entwickelt und in einem 3D-Druckverfahren hergestellt, die es ermöglicht schnell und einfach die gegebene Payload zu integrieren und wechseln. Des Weiteren wird durch die Payload-Halterung der Schwerpunkt in Richtung optimaler Lage verschoben. Die optimale Schwerpunktllage bei einem Multicopter ist zentral in Höhe der Propellerebene, wodurch die offene Regelstrecke des Fluggerätes grenzstabil wird. Basierend auf einem körperfesten Koordinatensystem in der Propellerebene wurde so ein Schwerpunkt mit den Koordinaten [-1,5/0,7/-18,0] erreicht.

Neben dem mechanischen Aufbau wurden sämtliche Bauteile in CAD nachgezeichnet und mit den real gewogenen Massen versehen. Hierfür wurde eine eigene Materialdatenbank angefertigt. Mit Hilfe des CAD Modells wurde eine Schwerpunktanalyse durchgeführt, die geeignete Positionierung und Konstruktion der Payload-Halterung ermittelt, sowie Blickwinkeluntersuchungen erstellt. Weiterhin lassen sich mit dem Modell Trägheitsmomente bestimmen und künftige Erweiterungen in den Hexacopter einbinden.

Außerdem wurde die Flugleistung der gegebenen Propeller-Motor-Einheit in einem Testversuch, in welchem eine Motorkennlinie ermittelt wurde, untersucht. Hierfür wurde ein geeigneter Teststand konstruiert. Mit Hilfe der Motorkennlinie wurden weitere flugleistungstechnische Berechnungen durchgeführt, um die Flugdauer, Gipfelhöhe und Steiggeschwindigkeiten des Hexacopters zu bestimmen.

Ebenso wurde ein Bodenteststand entwickelt und hergestellt, mit welchem es möglich ist, die Funktion der Payload und des Hexacopter am Boden zu testen. Hierzu entfällt die für einen Flug benötigte Aufstiegsgenehmigung.

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassung.....	III
Abbildungsverzeichnis.....	VI
Tabellenverzeichnis.....	VII
Nomenklatur.....	VIII
Formelgrößen und Einheiten	VIII
Abkürzungen.....	IX
1. Einleitung.....	1
2. Grundlagen	4
2.1. Richtlinien und Methodik des Modellaufbaus in Catia V5°	4
2.2. Struktur des CAD-Modells	6
3. Aufbau des Konstruktionsmodells	7
3.1. Einzelteilkonstruktion.....	7
3.1.1. Ausleger	8
3.1.2. Landegestellbein.....	10
3.1.3. Grundplatten	12
3.1.4. Propeller (CW, CCW).....	15
3.1.5. Gimbal	17
3.2. Zusammenbau.....	19
4. Experimentelle Ermittlung der Motorkennlinie.....	21
4.1. Konstruktion eines Teststandes.....	21
4.2. Durchführung und Auswertung des Versuchs.....	23
5. Flugleistungsdaten	28
5.1. Abfluggewicht	28
5.2. Fluggeschwindigkeiten	29
5.3. Gipfelhöhe.....	33
5.4. Flugdauer	37
5.5. Flugversuch 1 und 2.....	38
6. Zusammenbau des Hexacopters	41
7. Konstruktion und Aufbau eines Bodenteststands.....	47

8.	Anbindung der Payload an den Hexacopter	51
8.1.	Sensitivitätsanalyse des Schwerpunkts.....	51
8.2.	Anforderungen	53
8.3.	Konstruktive Vorüberlegungen.....	54
8.4.	Payload-Halterung im oberen Bereich	57
9.	Analysen am CAD-Modell.....	62
9.1.	Trägheitsmomente	62
9.2.	Schwerpunktbestimmung.....	63
9.3.	Blickwinkeluntersuchungen.....	65
10.	Ausblick	66
11.	Literaturverzeichnis.....	68
12.	Anhang	70
Anhang 1.	Gewichte der Einzelteile	70
Anhang 2.	Angebot von Pro3D zu Herstellung des ersten Halterungskonzepts	72
Anhang 3.	Montageanleitung der Payload-Halterung im oberen Bereich.....	73
Anhang 4.	Hersteller und Modelle von Motoren, Regler und Propellern	77
Anhang 5.	Zeichnungen Teststand für Motorkennlinie.....	79
Anhang 6.	MatLab Skripte zur Berechnung der Flugleistungsdaten	82
Anhang 7.	DVD mit CAD Datensatz	91

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Prinzipien der Baugruppenkonstruktion, nach [5]	5
Abbildung 2: Struktur des CAD-Modells	6
Abbildung 3: CAD-Modell Ausleger, Funktionsflächen und -bohrungen	9
Abbildung 4: CAD-Modell Landegestellbein, Funktionsflächen und –Bohrungen	11
Abbildung 5: Kontur nachzeichnen	12
Abbildung 6: Schablone für Draufsicht, Grundplatte Oben	13
Abbildung 7: CAD- Modell Grundplatten, Draufsicht	14
Abbildung 8: Schablone für Seitenansicht, Propeller (CCW)	15
Abbildung 9: CAD-Modell Rotor (CCW)	16
Abbildung 10: Übersicht Gimbal	18
Abbildung 11: CAD-Modell Gimbal, verschiedene Ansichten	19
Abbildung 12: CAD Modell Zusammenbau	20
Abbildung 13: Aufbau Teststand für die Motorkennlinie	23
Abbildung 14: Testaufbau zur Ermittlung der Motorkennlinie	24
Abbildung 15: Blockschaltbild zum Testaufbau	24
Abbildung 16: Schwebeflug [6]	25
Abbildung 17: Modifikation des Testaufbaus zur Abschirmung vom Abwind	26
Abbildung 18: Motorkennlinie	27
Abbildung 19: Steigzeit / Steiggeschwindigkeit - Höhe Diagramm	31
Abbildung 20: Abflugmasse - Höhe - Steigzeit Diagramm	32
Abbildung 21: Abflugmasse - Höhe - vertikale Geschwindigkeit Diagramm	33
Abbildung 22: Zusammenhang zwischen Luftdichte und Propellerdrehzahl	34
Abbildung 23: Gipfelhöhe in Abhängigkeit von Abflugmasse	36
Abbildung 24: Abflugmasse - Flugdauer Diagramm	38
Abbildung 25: Payload - Flugdauer Diagramm	38
Abbildung 26: Einzelteile des Hexacopters	41
Abbildung 27: Steckererweiterung der Motorregler	43
Abbildung 28: Anbindung kurzer Stecker an Grundplatte	43
Abbildung 29: Schraubensicherung (links) und Markierung der Drehrichtung der Motoren (rechts)	44
Abbildung 30: Testaufbau für Bestimmung der Rotationsrichtung Motor	45
Abbildung 31: Auslenkung Papier aufgrund Rotation Motor	45
Abbildung 32: Zusammenbau des Hexacopters	45
Abbildung 33: Lagerung der Hexacopter im C1-Container	46
Abbildung 34: Holzplatte (Handskizze)	47
Abbildung 35: Befestigungselement mit Ausleger (Handskizze)	48
Abbildung 36: Befestigungsprinzip (Handskizze)	49
Abbildung 37: Verankerung am Bodenteststand	50
Abbildung 38: Wurzelortskurve eines Quadrocopters in Abhängigkeit der Schwerpunktlage [7]	52
Abbildung 39: Bode-Integral eines Quadrocopters in Abhängigkeit der Schwerpunktlage [7]	53
Abbildung 40: Bauraumanalyse	55
Abbildung 41: Finale Anordnung der Payload	56
Abbildung 42: Haltekonzept Sonar (Handskizze)	57
Abbildung 43: Erstes Halterungskonzept	59
Abbildung 44: Zweites Halterungskonzept	60
Abbildung 45: Druck des zweiten Halterungskonzepts	60
Abbildung 46: Finales Halterungskonzept	61
Abbildung 47: Konfiguration bei der Bestimmung des Trägheitstensors	63
Abbildung 48: Schwerpunktanalyse, YX-Ebene	64

Abbildung 49: Schwerpunktanalyse, ZX-Ebene	64
Abbildung 50: Blickwinkelanalyse	65

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: mechanische Kennwerte, Ausleger	10
Tabelle 2: mechanische Kennwerte, Landegestellbein	12
Tabelle 3: mechanische Kennwerte, Grundplatten	14
Tabelle 4: mechanische Kennwerte, Propeller	17
Tabelle 5: Materialzuordnung Gimbal	18
Tabelle 6: Teileliste des CAD-Models	19
Tabelle 7: Auswertung des Motorkennlinie-Tests	26
Tabelle 8: Motordrehzahl bei Schubhebelstellung	27
Tabelle 9: Formelbeschreibung für Steiggeschwindigkeit	29
Tabelle 10: Formelbeschreibung für Massendurchsatz und Abwindgeschwindigkeit Propeller	31
Tabelle 11: Limitierende Faktoren bei Höhenflug	33
Tabelle 12: Formelbezeichnung für Gipfelhöhe	35
Tabelle 13: Akku-Konfigurationen für Flugdauer	37
Tabelle 14: Payload-Konfiguration für Flugversuch 1	39
Tabelle 15: Payload-Konfiguration für Flugversuch 2	39
Tabelle 16: Stückliste inklusiver Gewichte	42
Tabelle 17: Benötigte Werkzeuge für den Aufbau des Hexacopters	42
Tabelle 18: Einteilung der Module	55
Tabelle 19: Gewichte der Einzelteile: Flame Wheel	70
Tabelle 20: Gewichte der Einzelteile: Sensorik, Payload und Akkumulatoren	71
Tabelle 21: Gewichte der Einzelteile: Anderes	71

Nomenklatur

Formelgrößen und Einheiten

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
V	mm^3	Volumen
F	N	Schubkraft vom Propeller
m	kg	Masse
$\sin(y)$	[\cdot]	Winkel zwischen Steigvektor (Bahn KOS) zu Inertialsystem; senkrechter Steigflug: $y = 90^\circ$
a	m/s^2	Beschleunigung des Hexacopters
V_1	m/s	Fluggeschwindigkeit des Hexacopters
V_2	m/s	Abwindgeschwindigkeit der Propeller
t	s	Zeit bis eine bestimmte Höhe erreicht wird
\dot{m}	kg/s	Massendurchsatz der Propeller
H	m	Höhe des Hexacopters
k	Zoll	Steigung des Propellers
n	1/min	Drehzahl Propeller
ρ	kg/m^3	Dichte in der Höhe
d	Zoll	Durchmesser Propeller
P_0	101325 Pa	Druck am Boden
ρ_0	$1,225 kg/m^3$	Dichte am Boden
g	$9,81 m/s^2$	Gravitationskonstante
T_0	288,15 K	Temperatur am Boden
α	0,0065 K/m	Temperaturgradient
F_0	$6 \times 6,08 N$	Auftriebskraft am Boden

Abkürzungen

Abkürzung	Bedeutung
CW	Clockwise
CCW	Counter-Clockwise
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

1. Einleitung

Wie bei vielen anderen wichtigen Erfindungen auch, liegen die Ursprünge der unbemannten Luftfahrt beim Militär. Bereits 1849 kamen österreichische Streitkräfte auf die Idee, Bomben per Ballon nach Venedig zu transportieren und abzuwerfen [1]. Diese zugegebenermaßen rudimentäre Art und Weise der Kriegsführung hat selbstverständlich wenig mit modernen Drohnen zu tun. Die ihr zugrunde liegende Problemstellung und die sich ergebenden Vorteile sind jedoch nicht allzu weit von denen der heutigen Einsatzgebiete entfernt: Unbemannte Flugobjekte sollen den Menschen entlasten oder Aufgaben durchführen, zu denen ein Mensch gar nicht fähig wäre. Ging es den alpenländischen Invasoren im 19. Jahrhundert noch darum möglichst viele Leben der eigenen Soldaten zu schonen (ein Motiv, das sich auch heute noch wiederfindet, zum Beispiel in den von den US-amerikanischen Streitkräften geführten Drohnenkriegen im Nahen Osten), so lassen sich *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs) heutzutage für eine schier unbegrenzte Anzahl an Anwendungen einsetzen. Am *Massachusetts Institute of Technology* beispielsweise, wurden Personen, die Gäste und Studenten über den Campus führen, durch Drohnen ersetzt, die sich vom Anwender per Smartphone-App rufen lassen, und dann per GPS und Bildverarbeitungssoftware zum Zielort navigieren [2]. Ähnlich futuristisch geht es vor den Küsten der Vereinigten Staaten zu, wo ferngesteuerte Drohnen zum Kampf gegen den Drogenschmuggel eingesetzt werden. Innerhalb der ersten zwei Wochen nach Einführung des Systems konnten über 600 kg Kokain sichergestellt werden [3]. Zu medialer Berühmtheit gelangte Amazons Vorhaben, Pakete innerhalb von maximal 30 Minuten seinen Kunden zuzustellen. Dies soll ebenfalls durch den Einsatz von unbemannten und autonom fliegenden Drohnen erfolgen [4]. Bis zur Markteinführung des Systems wird zwar noch etwas Zeit vergehen, aber der Anblick von selbstständig agierenden Flugobjekten in unseren Städten wird uns in nicht allzu ferner Zukunft unter Umständen genau so vertraut sein wie der eines Lieferwagens.

Auch in den Bereichen Forschung, Aufklärung, Natur- und Tierschutz, Journalismus, Search and Rescue, Filmproduktion und Landwirtschaft können durch den Einsatz von UAVs Aufgaben bearbeitet

werden, die vom Menschen nicht oder nur mit ungleich größerem Aufwand bewerkstelligt werden könnten.

Die unbemannte Luftfahrt ist also ein verheißungsvolles Gebiet, wenn es darum geht, zukünftige Märkte zu erschließen. Dementsprechend sinnvoll ist es, dass Hochschulen ihre Studierenden frühzeitig an das Thema heranführen. Im Wintersemester 2014/15 wurde deshalb am Campus Friedrichshafen der Dualen Hochschule Baden-Württemberg Ravensburg das studentische Projekt Locator ins Leben gerufen. 10 Studierende arbeiteten an dem Projekt und dokumentieren ihre Ergebnisse in dieser Reihe von Studienarbeiten. Die Bearbeitung fand im Wintersemester 2014/15 und im Sommersemester 2015 statt. Es waren die ersten sechs Monate des Projekts Locator, unterbrochen von drei Monaten Praxisphase. Dieser Zeitraum stellt lediglich den Anfang eines vermutlich mehrjährigen Projektes dar, das mehrere Generationen von Studenten beschäftigen wird. In dieser Anfangsphase wurde noch kein endgültiges Ziel bzw. Anwendungsgebiet definiert, vorstellbar wären aber Einsätze in der Landvermessung oder experimentelle Flüge zur Entwicklung von Schwarmkonzepten und Erforschung der dahinter stehenden Intelligenz.

Der Plan für die Anfangsphase des Projektes war ein grundsätzliches Verständnis für die unbemannte Luftfahrt zu erlangen. Dazu sollte eine Commercial-Off-The-Shelf-Drohne so modifiziert werden, dass sie einen farbigen Ball komplett autonom verfolgen kann. Da die Ausgangsdrohne für ein solches Unterfangen nicht ausgelegt ist, mussten Änderungen an der Software, Hardware und Struktur vorgenommen werden. Der leitende Professor des Projektes, Thomas Mannchen, entschied, dass diese Maßnahmen am besten von einer Kombination von Studierenden aus den Studiengängen Luft- und Raumfahrtsysteme (TLS), Luft- und Raumfahrt elektronik (TLE) und Nachrichten- und Kommunikationstechnik (TEN) durchgeführt werden sollen. Von den zehn beteiligten Studierenden gehörten zwei zu TLS, sechs zu TLE und zwei zu TEN. Das Projekt wurde in vier Untergruppen aufgeteilt: Autonomous Flight, Swarm Intelligence, Sensor Integration und Structural Integration. Ursprünglich waren die Aufgaben wie folgt definiert: Autonomous Flight sollte Missionen und Anforderungen an das Flugobjekt definieren und die Systemarchitektur für die Drohnen entwerfen. Die Aufgabe von Swarm Intelligence war es, Konzepte für das Zusammenarbeiten mehrerer Drohnen innerhalb eines Schwarms zu entwickeln. Das Team Sensor Integration befasste sich mit der Integration von den Sensoren und dem Datenlink, sowie dem Batteriemanagement und der Sensorfusion. Structural Integration, schließlich, befasste sich mit dem mechanischen Aufbau, der

Konstruktion, Integration und Erweiterung der Drohnen, sowie die Erstellung eines CAD Modells. Die Grenzen zwischen den Aufgaben verschwammen jedoch – speziell am Anfang des Projektes – zwischen den einzelnen Gruppen, da einige Aufgaben mit höherer Priorität bearbeitet werden mussten, oder, da die Bearbeitung bestimmter Aufgaben nicht ohne die Resultate anderer Arbeitspakete erledigt werden konnten, sodass durch die Verlagerung von „Manpower“ bestimmte Aufgaben beschleunigt wurden.

(Autor der Einleitung: Jan Krecke)

2. Grundlagen

Zu Beginn der vorliegenden Arbeit werden in diesem Kapitel die Grundlagen bzgl. des Modellaufbaus mittels CATIA V5 eingeführt. Dabei werden Richtlinien und Methoden vorgestellt, die einen stabilen und nachhaltigen Aufbau gewährleisten. Zudem wird die grundsätzliche Struktur des CAD-Modells erläutert.

2.1. Richtlinien und Methodik des Modellaufbaus in Catia V5[®]

Da das Modell zunächst ein Nachbau eines bereits existierenden Multicopters ist, wird zu Beginn des Modellaufbaus jedes Bauteil als eigenständiges und unabhängiges «Part» konstruiert. Dies gewährleistet einen reibungslosen Ablauf, wenn Teile simultan nachkonstruiert werden. Die fertigen Teile werden anschließend in einem Zusammenbau zu einer Baugruppe zusammengeführt und über Bedingungen assoziativ verbunden. Diese Vorgehensweise bei Baugruppenkonstruktionen bezeichnet man als «Bottom Up-Prinzip», siehe Abbildung 1 a.

Im späteren Projektverlauf wird bei Neu- oder Anpassungskonstruktionen nach dem «Top Down-Prinzip» gearbeitet, in dem in der gesamten Baugruppe Einzelteile bearbeitet und erstellt werden, siehe Abbildung 1b. Dadurch behält man angrenzende Bauteile im Blick und der funktionale Zusammenhang zwischen den Einzelteilen kann besser konstruiert werden.

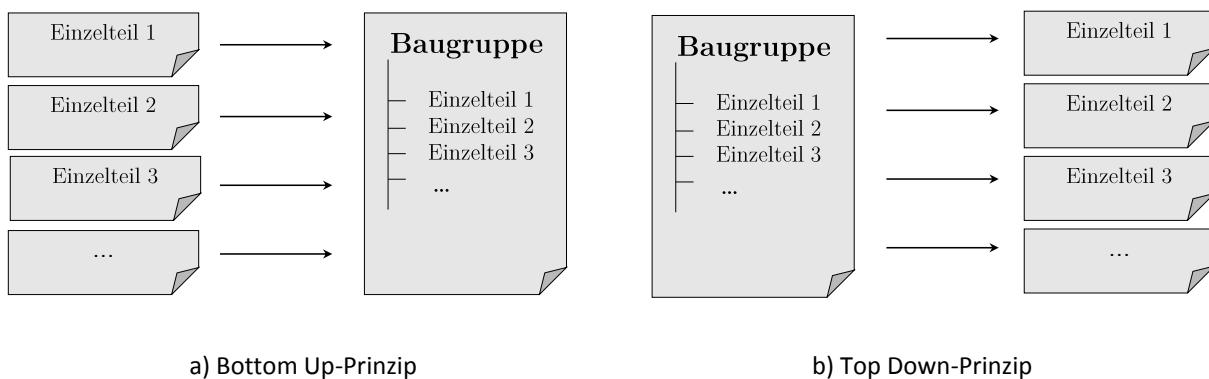


Abbildung 1: Prinzipien der Baugruppenkonstruktion, nach [5]

Bei der Einzelteilkonstruktion wird dabei jedes Bauteil auf einen eigenen Nullpunkt referenziert. Im Zusammenbau wird dieser mit dem zugehörigen Bauteil an die entsprechende Position verschoben und über Bedingungen im «Assembly Design» mit anderen Bauteilen in Beziehung gesetzt. Hierbei ist zu beachten, dass das erste eingeladene Bauteil den absoluten Nullpunkt des Gesamtmodells vorgibt.

Um eine änderungsstabile Modellierung der Einzelteile und der Baugruppe zu gewährleisten, werden nachfolgend einige Vorgaben gemacht, die bei der Bearbeitung des Modells bei weiteren Studienarbeiten zu beachten sind.

- (1) Der Aufbau der Baugruppe sollte Modular gestaltet werden, in dem Unterbaugruppen gebildet werden. Dabei sind die «Constraints» immer in der Unterbaugruppe zu erstellen zu der diese gehören.
- (2) Es sollte immer angestrebt werden, ein Teil geometrisch völlig unabhängig von anderen Teilen zu konstruieren. Maße aus der angrenzenden Geometrie sind abzumessen und die Kontur ist nachzuziehen, ohne sich auf Kanten oder Flächen von Bauteilen anderer «Parts» zu beziehen.
- (3) Der Aufbau der einzelnen Parts soll nachvollziehbar und verständlich sein. Dieses bedeutet, dass die Elemente des Stammbaums sinnvoll und Aussagekräftig zu benennen und über «Bodys» und «Geometrische Sets» zu strukturieren sind. Eine verständliche Konstruktion wird ebenfalls erzeugt, wenn im Aufbau des CAD-Modells der Fertigungsprozess nachgebildet wird.
- (4) Während des Modellaufbaus sollte sich lediglich auf Elemente referenziert werden, die im Stammbaum auswählbar sind. Das Referenzieren auf einzelne Kanten, Flächen und Linienelemente sollte der Stabilität wegen vermieden werden.

2.2. Struktur des CAD-Modells

Um ein effizientes Arbeiten mit dem CAD-Modell zu ermöglichen, wird eine Struktur erstellt, wie die einzelnen Bauteile im «Assembly» zu organisieren sind, siehe Abbildung 2. Die Baugruppe «ZB_Gesamtsystem» beinhaltet alle Baugruppen und Bauteile, die zu sämtlichen Flugkonfigurationen gehören. Dazu gehören die bereits als Unterbaugruppe identifizierten Zusammenbauten des FlameWheels F550 und des Gimbal.

Da die Flugmodule und die Payload über «Constrains» assoziativ mit den Komponenten des Gimbal und des FlameWheels verknüpft werden, werden diese nicht in einer separaten Unterbaugruppe zusammengefasst, sondern sind als Einzelteile im Zusammenbau des Gesamtsystems enthalten.

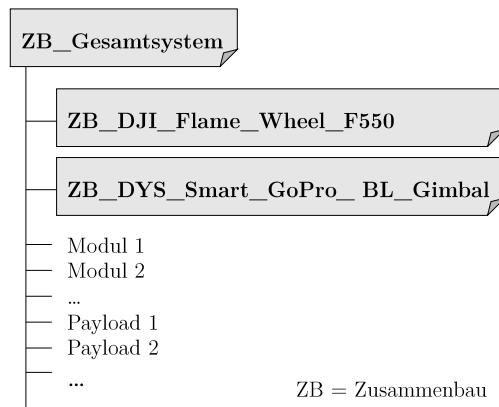


Abbildung 2: Struktur des CAD-Modells

3. Aufbau des Konstruktionsmodells

Der CAD-Datensatz des vorhandenen Hexacopters wird ein vereinfachtes Modell sein, mit welchem es möglich sein soll, Aussagen über Gewicht, Schwerpunktlage und Trägheitsmomente machen zu können. Dabei werden folgenden Vereinfachungen gemacht:

- Der Kabelbaum des Hexacopter wird nicht konstruiert
- Platinen werden als Dummies aufgebaut mit homogener DichteVerteilung
- Kleinstteile werden nicht modelliert (z.B. Schrauben, Muttern)

Der vollständige Datensatz des CAD Modells liegt in Anhang 7 bei.

3.1. Einzelteilkonstruktion

Der Nachbau der Bauteile des *FlameWheels*® erfolgt durch Messungen mithilfe von Messschiebern, Winkelmesser, Radienlehren etc. Dabei sind die Nennmaße der Bauteile nicht exakt ermittelbar, da die Maß- und Geometrietoleranzen unbekannt sind. Weiterhin erschweren Formschrägen an den Spritzgussteilen exakte Messungen. Für den Aufbau werden deshalb wichtige Funktionsflächen als Referenz für sämtliche Messungen verwendet, damit die relevanten Maße möglichst genau übereinstimmen.

Durch besagte Probleme ist eine exakte Abbildung der realen Bauteile im CAD somit nicht möglich. Um die Abweichungen so gering wie möglich zu halten, wird in Catia eine Materialdatenbank erstellt, die den Bauteilen ein jeweilig generisches Material zuordnet. Den Materialien wird eine Dichte zugewiesen, welche über

$$\rho = \frac{m_{\text{gemessen}}}{V_{\text{CAD-Modell}}} \quad (3.1)$$

ermittelt wird. Hier wird die gemessene, reale Masse des Bauteils mit dem Volumen des Bauteils im CAD-Modell ins Verhältnis gesetzt, sodass jedes Einzelteil das gemessene Gewicht besitzt. Damit der Fehler beim Messen der Einzelteile möglichst gering gehalten wird, werden arithmetische Mittel von Bauteilen gebildet, die mehrmals beim Hexacopter vorkommen. Die gemessenen Massen sind in Anhang 1 zusammengefasst.

In den nachfolgenden Unterkapiteln werden einzelne wichtige Bauteile des FlameWheels und die Vorgehensweise beim Aufbau des CAD-Modells beschrieben.

3.1.1. Ausleger

Der Ausleger ist das Bauteil, welches die sechs Motoren mit der Grundplatte verbindet und die Auftriebskraftkraft der Propeller auf diese überträgt. Es ist somit ein wichtiges Strukturauteil, das durch seine Steifigkeit die Flugeigenschaften beeinflusst. Aus diesem Grund ist dieses Bauteil sehr steif ausgelegt. Gleichzeitig muss das Bauteil sehr leicht sein, weshalb bedingt durch den wenig steifen Kunststoff eine geometrisch steife Konstruktion notwendig ist, um Material und somit Gewicht zu sparen.

Das Bauteil wurde vom Hersteller aus Kunststoff im Spritzguss gefertigt und besitzt dementsprechend eine Trennebene der beiden Werkzeughälften. Die Trennebene markiert die neutrale Ebene von der aus die Formsschräge entlang der Endformrichtung angebracht ist. Durch das Fertigungsverfahren ist es möglich, komplexe Geometrien zu erzeugen, die die Leichtbau-Anforderungen erfüllen.

Beim CAD-Modell, das in der Catia-Workbench «Part-Design» aufgebaut wird, werden die Formsschrägen größtenteils vernachlässigt. Lediglich bei großen Längen, die starke Abweichungen der Abmessungen hervorrufen, wird die Formsschräge implementiert. Zudem ist der Ausleger in seinen Grundzügen spiegelsymmetrisch, weshalb der Aufbau des Auslegers zu Beginn nur zur Hälfte erfolgt und anschließend gespiegelt wird. Nicht symmetrische Geometrien werden im Nachhinein eingefügt.

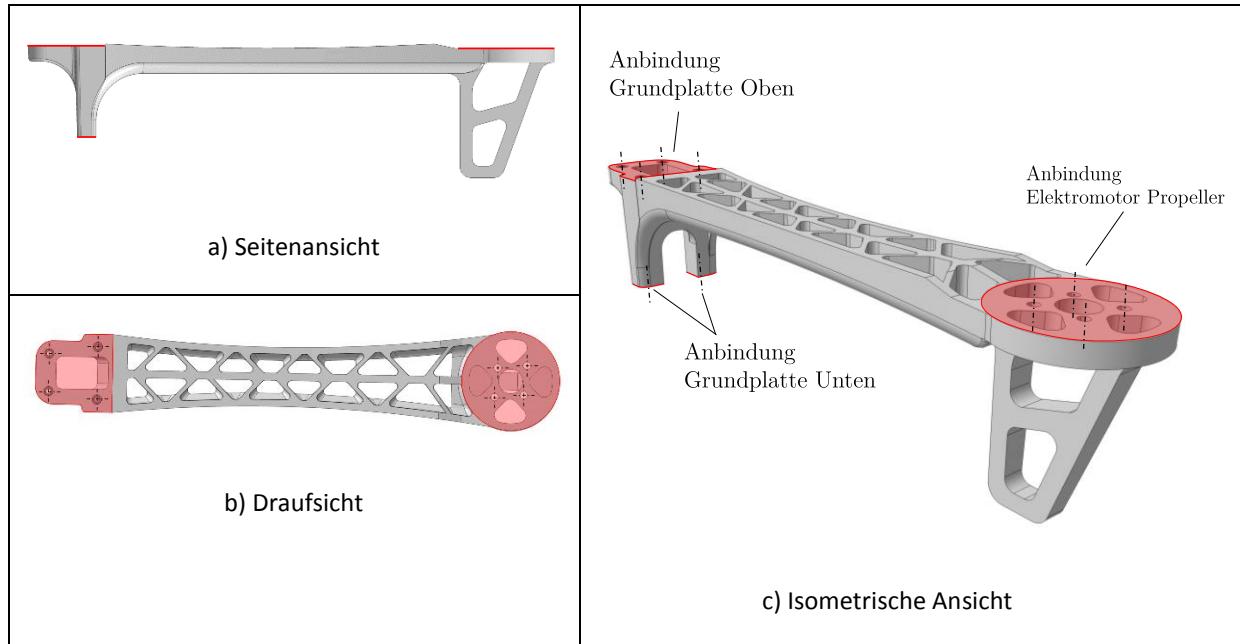


Abbildung 3: CAD-Modell Ausleger, Funktionsflächen und -bohrungen

Um Maßgenauigkeiten an Funktionsflächen gewährleisten zu können, wird das Bauteil an den entsprechenden Flächen nachbearbeitet. Wie auch im realen Fertigungsprozess besitzt das CAD-Rohteilmodell an wichtigen Funktionsflächen, die Nachbearbeitet werden, eine Materialbeaufschlagung. Das überschüssige Material wird dann über die Verwendung der «Booleschen Operationen» entfernt.

In Abbildung 3 sind die Funktionsflächen und wichtige Bohrungen des Auslegers dargestellt, auf deren Maß-, Form-, und Lageinhaltung bei der Vermessung und Konstruktion besonders Wert gelegt wurde.

Um die Kräfte von den auftriebserzeugenden Rotoren auf die Grundplatte zu übertragen, benötigt es eine geeignete Verbindung zwischen den Einzelteilen. Der Hersteller hat sich hier für eine Schraubenverbindung entschieden und die benötigten Gewinde mithilfe von Gewindebuchsen in den Ausleger integriert. Diese Gewindebuchsen sind aus einem metallischen Werkstoff und besitzen somit eine unterschiedliche Dichte als der Kunststoff. Im CAD-Modell werden deshalb die Gewindegänge in einen zusätzlichen Body konstruiert, welchem eine geeignete Dichte zugeordnet wird. Auf Grund der Farbe der Gewindebuchse wird hier die Annahme getroffen, dass die Gewindebuchsen aus Messing bestehen.

Die Bestimmung der Dichte des übrigen Auslegers erfolgt nach Gleichung (3.1). Daraus ergeben sich folgende mechanischen Kennwerte:

Tabelle 1: mechanische Kennwerte, Ausleger

Eigenschaft	Reales Bauteil (gemessen)	CAD-Modell
Volumen [cm^3]	-	39,577
Dichte $\left[\frac{g}{cm^3}\right]$	-	1,348 (nur Ausleger)
Gewicht [g]	54,5	54,369

In [10] sind die mechanischen Kennwerte einer Auswahl von Kunststoffen aufgeführt. Kunststoffe mit schätzungsweise ähnlich hoher Zugfestigkeit haben hier eine Dichte von $1,14...1,42 \frac{g}{cm^3}$. Die ermittelte Dichte des Auslegers liegt innerhalb dieses Intervalls und ist somit plausibel.

3.1.2. Landegestellbein

Das Landegestellbein bildet mit 3 weiteren baugleichen Landegestellbeinen das Landegestell. Neben der Gewährleistung eines sicheren Stands wenn sich der Hexacopter am Boden befindet, hat das Landegestell eine weitere Funktion. Es soll den Aufprall bei Bodenkontakt während einer Landung dämpfen und so die empfindliche Payload vor Erschütterungen schützen. Das Landegestell ist deshalb deutlich weicher ausgelegt, sodass sich die Konstruktion beim Landen verformen kann und so die Landung gedämpft wird. Ebenso besitzt es eine Art Federmechanismus, der ein leichtes Einknicken ermöglicht.

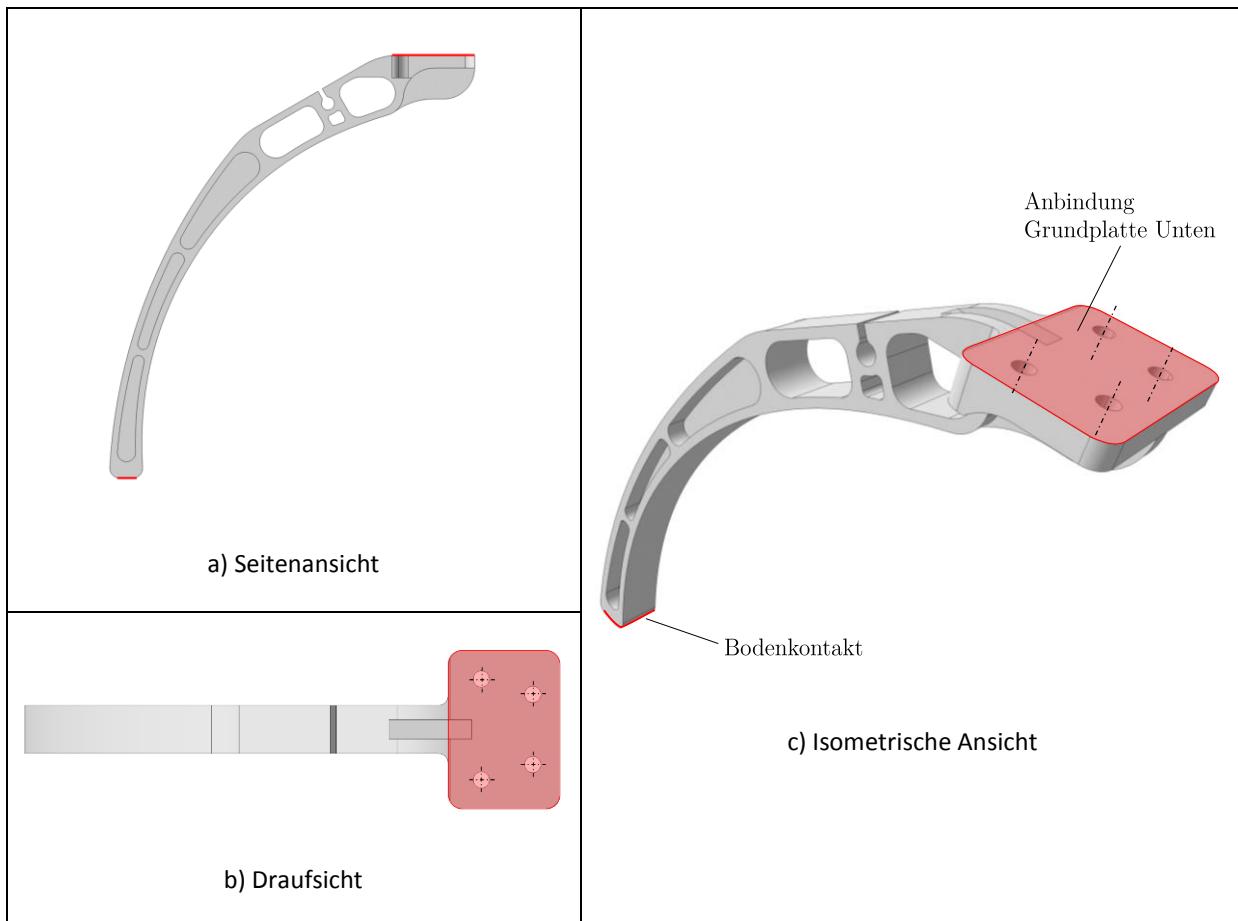


Abbildung 4: CAD-Modell Landegestellbein, Funktionsflächen und -bohrungen

Ebenso wie der Ausleger ist das Landegestellbein ein Spritzgussteil aus Kunststoff und besitzt eine Trennebene und Formschrägen, die jedoch vernachlässigt werden. Die Funktionsflächen und -bohrungen sind in Abbildung 4 abgebildet.

Da die Kontur des Landegestellbeins in der Seitenansicht nicht den einfachen Verlauf eines Kreisbogens hat, wird zum Nachzeichnen der Kontur eine Schablone angefertigt, siehe Abbildung 5 a. Diese Schablone wird in das CAD-Modell eingefügt, damit die Kontur nachgezeichnet werden kann. Um die Kontur optimal nachzuziehen, wird ein Polynomzug («Spline») verwendet.

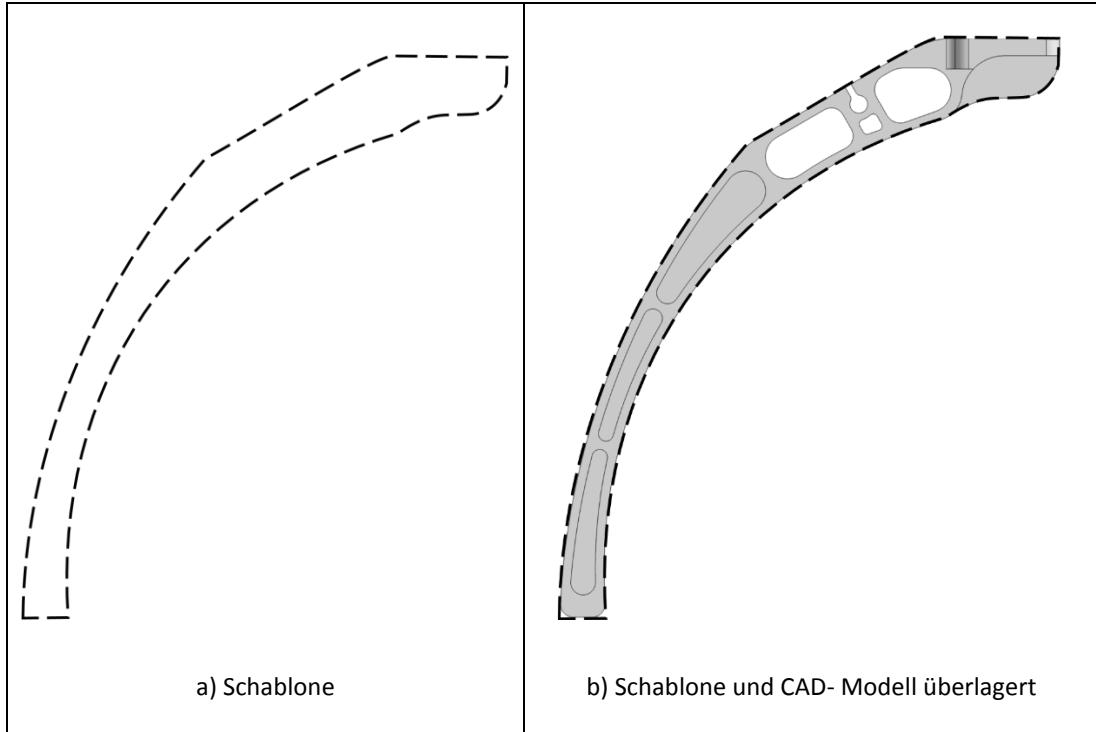


Abbildung 5: Kontur nachzeichnen

Die mechanischen Kennwerte de Landegestellbeins ergeben sich zu:

Tabelle 2: mechanische Kennwerte, Landegestellbein

Eigenschaft	Reales Bauteil (gemessen)	CAD-Modell
Volumen [cm^3]	-	13,647
Dichte $\left[\frac{g}{cm^3} \right]$	-	1,264
Gewicht [g]	17,25	17,25

3.1.3. Grundplatten

Die Grundplatten sind der strukturelle Hauptbestandteil des Hexacopters. Sie nehmen die Ausleger auf und auf ihnen wird die Payload integriert. Zudem ist die untere Grundplatte mit Leiterbahnen ausgestattet, die die notwendige elektrische Energie zu den Elektromotoren führen.

Die geringe Wandstärke der Platte eignet sich besonders zur Erstellung einer Schablone, mit welcher das CAD-Modell erzeugt wird, siehe Abbildung 6. Das fertige CAD-Model ist in Abbildung 7 dargestellt.

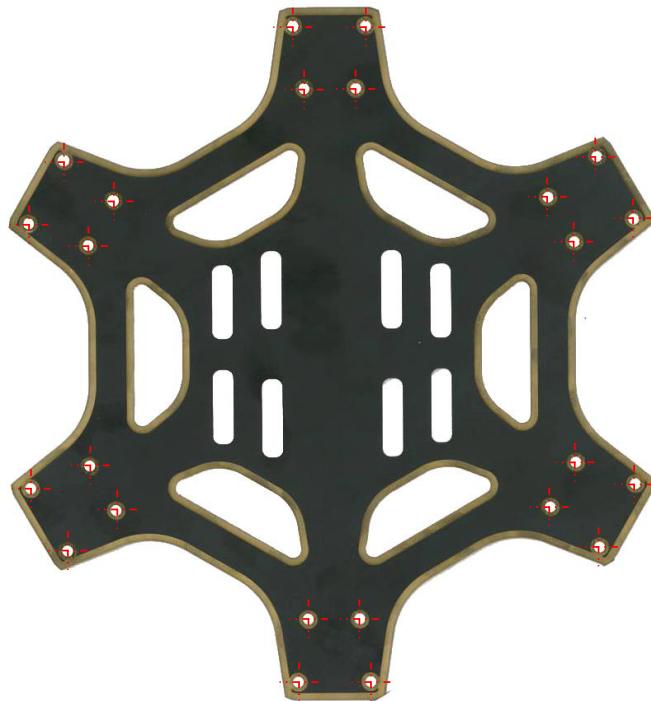


Abbildung 6: Schablone für Draufsicht, Grundplatte Oben

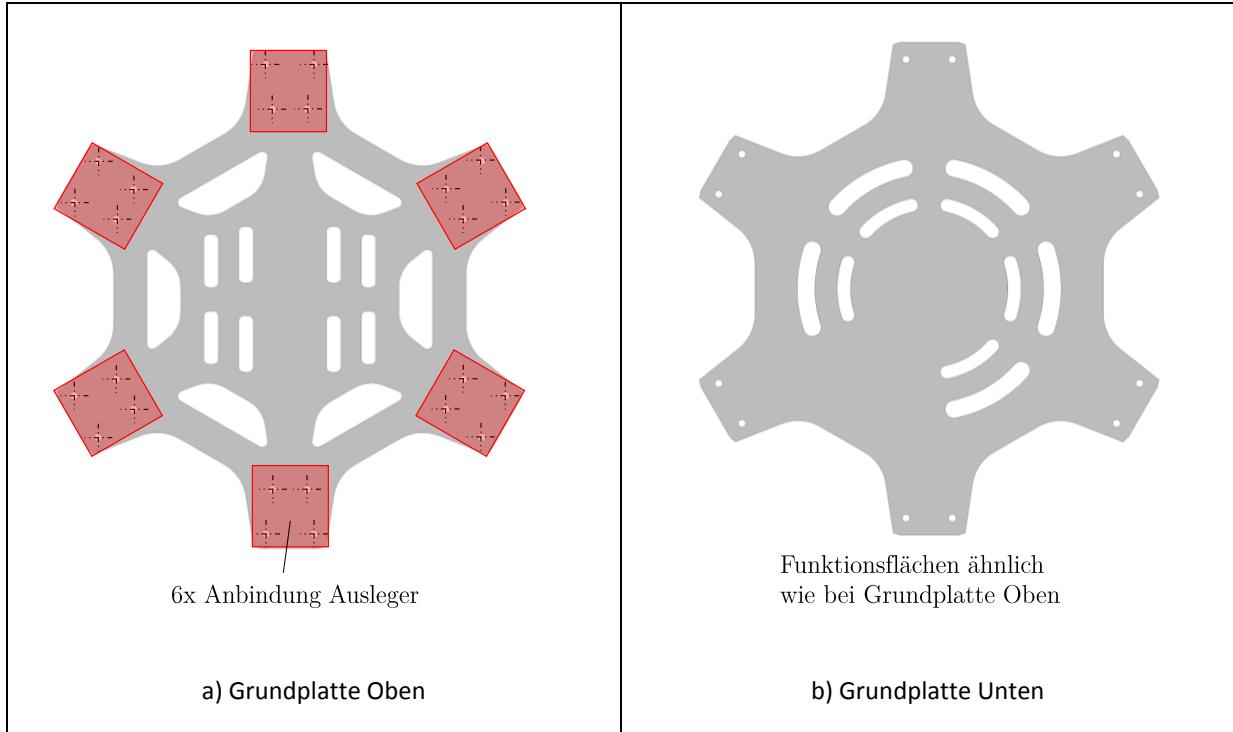


Abbildung 7: CAD- Modell Grundplatten, Draufsicht

Der Werkstoff aus dem die Grundplatten bestehen ist ein Verbund aus einem metallischen Werkstoff und einem Kunststoff. Da die Dichterverteilung nicht genau genug bestimmt werden kann, wird im CAD-Modell von einer homogenen Dichte ausgegangen, die einen verschmierten Wert der Dichten der beiden Materialien darstellt:

Tabelle 3: mechanische Kennwerte, Grundplatten

Eigenschaft	Reales Bauteil (gemessen)		CAD-Modell
	Oben/Unten	Oben/Unten	Oben/Unten
Volumen [cm^3]	-	35,664/39,111	
Dichte [$\frac{g}{cm^3}$]	-	2,131/2,07	
Gewicht [g]	76/81	76/80,959	

3.1.4. Propeller (CW, CCW)

Die Propeller sind bekanntlich für die Erzeugung des Auftriebs zuständig. Die Auftriebserzeugung wird durch ein spritzgegossenes Kunststoffbauteil mit typischer Propellergeometrie umgesetzt. Zudem muss die Auftriebskraft an den Motor übertragen werden, was mit einem metallischen Einsatz gelöst wurde.

Da die Form des Propellers schwierig auszumessen ist, wird für die Ansicht von oben und die Seitenansicht jeweils eine Schablone erzeugt. In Abbildung 8 ist exemplarisch die Schablone der Seitenansicht dargestellt.



Abbildung 8: Schablone für Seitenansicht, Propeller (CCW)

Die Auftriebserzeugenden Flächen des Propellers werden im CAD-Modell als Flächen mit konstanter Wandstärke angenommen, siehe Abbildung 9 c. Um die scharfen Kanten zu erzeugen, wird an diesen Flächen umlaufend eine Fase angebracht, siehe Abbildung 9 b. Die Erzeugung der Freiformfläche erfolgt über die Workbench «Generative Shape Design», welche dann im «Part Design» zu einem Volumenkörper aufgedickt wird.

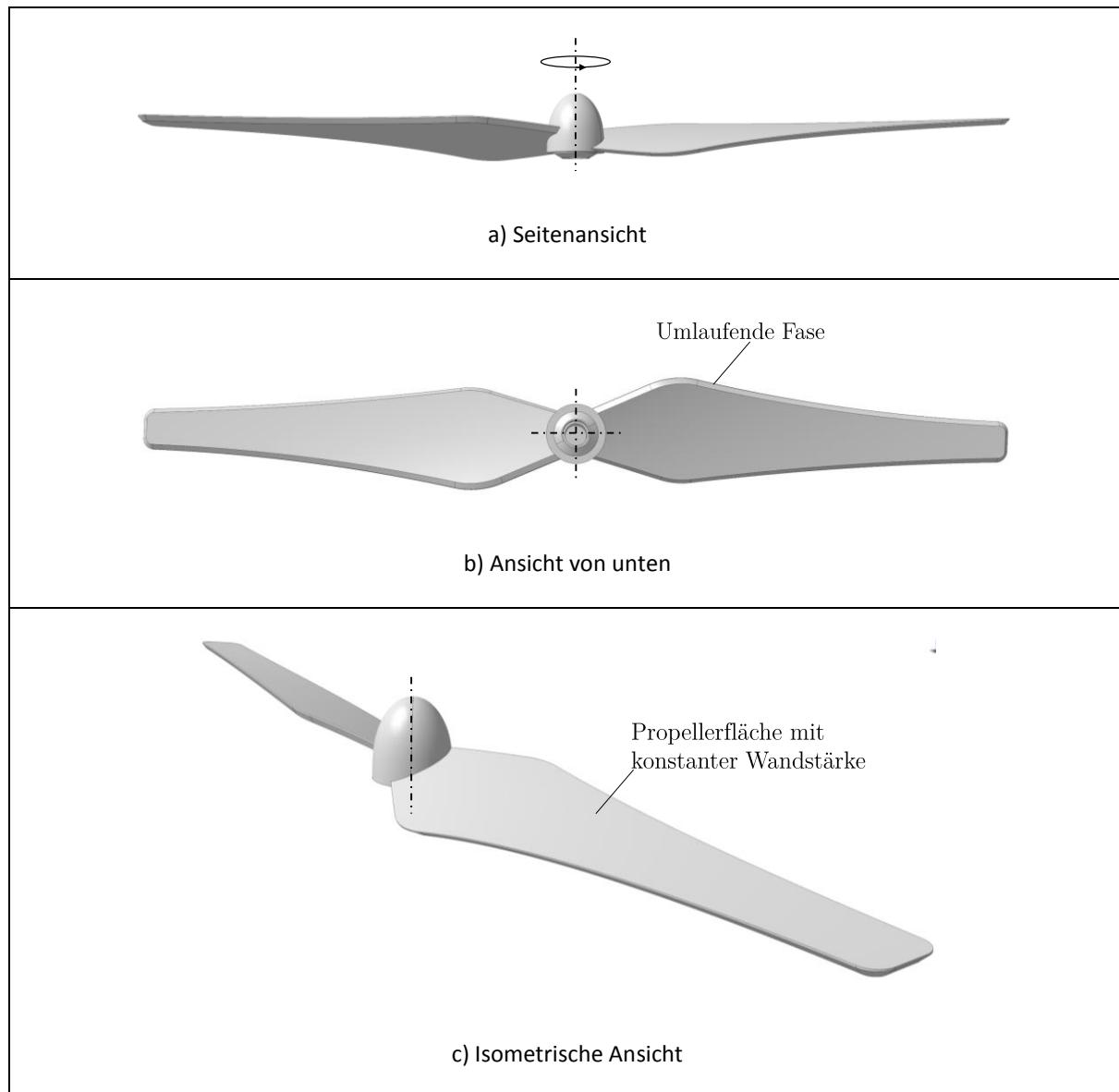


Abbildung 9: CAD-Modell Rotor (CCW)

Für das Modell des Propellers ergeben sich folgende mechanischen Kennwerte:

Tabelle 4: mechanische Kennwerte, Propeller

Eigenschaft	Reales Bauteil (gemessen)	CAD-Modell
Volumen [cm^3]	-	8,29
Dichte $\left[\frac{g}{cm^3}\right]$	-	1,4475
Gewicht [g]	12	12

3.1.5. Gimbal

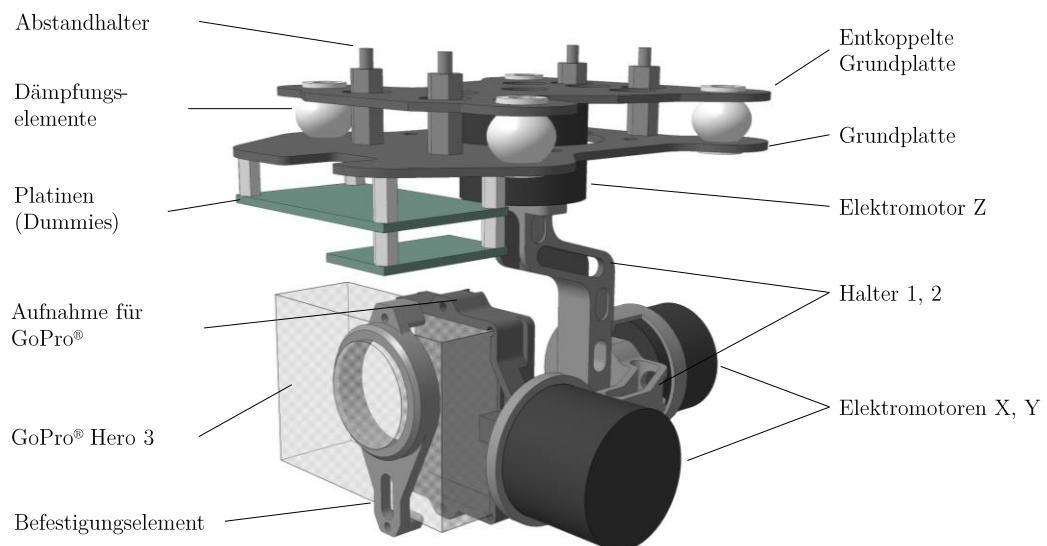
Das Gimbal ist eine kardanische Aufhängung für die Kamera (GoPro3), die in einer späteren Konfiguration des Hexacopters zum Einsatz kommt. Es ist besteht aus mehreren Einzelteilen, weshalb das Gimbal eine eigene Baugruppe (*.CATProduct) bildet. Da die Einzelteile nicht einzeln gewogen werden können, wird ihnen ein Material aus der Materialbibliothek zugewiesen, was in etwa die Dichte des vorliegenden Bauteils hat, siehe Tabelle 5. Anschließend wird das Gesamtgewicht des CAD-Modells gemessen und mit dem Gesamtgewicht des vorliegenden Gimbals verglichen. Gibt es eine zu hohe Diskrepanz zwischen den Werten, wird das CAD-Modell entsprechend angepasst.

Aus Tabelle 21 in Anhang 1 ist zu entnehmen, dass das Gimbal in der vorliegenden Konfiguration (ohne die Halterhaken) 258g wiegt. Beim CAD-Model ergibt sich ein Gewicht von 265, was einer Diskrepanz von 7g und somit einem Fehler von 2,7 % entspricht. Dieses wird als akzeptabel angesehen.

Das CAD-Modell des Gimbals ist in Abbildung 10 und Abbildung 11 in verschiedenen Ansichten dargestellt.

Tabelle 5: Materialzuordnung Gimbal¹

Anzahl	Bezeichnung	Material	Dichte [$\frac{g}{cm^3}$]	Gewicht [g]
1	Grundplatte	<i>Plastic</i>	1,2	9,0
1	Entkoppelte_Grundplatte	<i>Plastic</i>	1,2	8,1
1	Halter_#1	<i>Aluminium</i>	2,71	15,4
1	Halter_#2	<i>Aluminium</i>	2,71	15,1
4	Dämpfungselement	<i>Rubber</i>	0,91	0,4
3	Elektromotor	Generic_Material_Motor	4,476	57,2
1	Elektromotoraufnahme	<i>Plastic</i>	1,2	2,7
4	Abstandshalter	<i>Steel</i>	7,86	3,5
1	Platinen (mit Abstandhalter)	<i>Plastic</i>	1,2	4,4
1	Aufnahme_GoPro	<i>Aluminium</i>	2,71	17,3
1	Befestigungselement	<i>Aluminium</i>	2,71	6,0
				$\Sigma 265$

**Abbildung 10: Übersicht Gimbal**

¹ Bei kursiver Materialbezeichnung wurde ein Material aus der Materialbibliothek von Catia verwendet

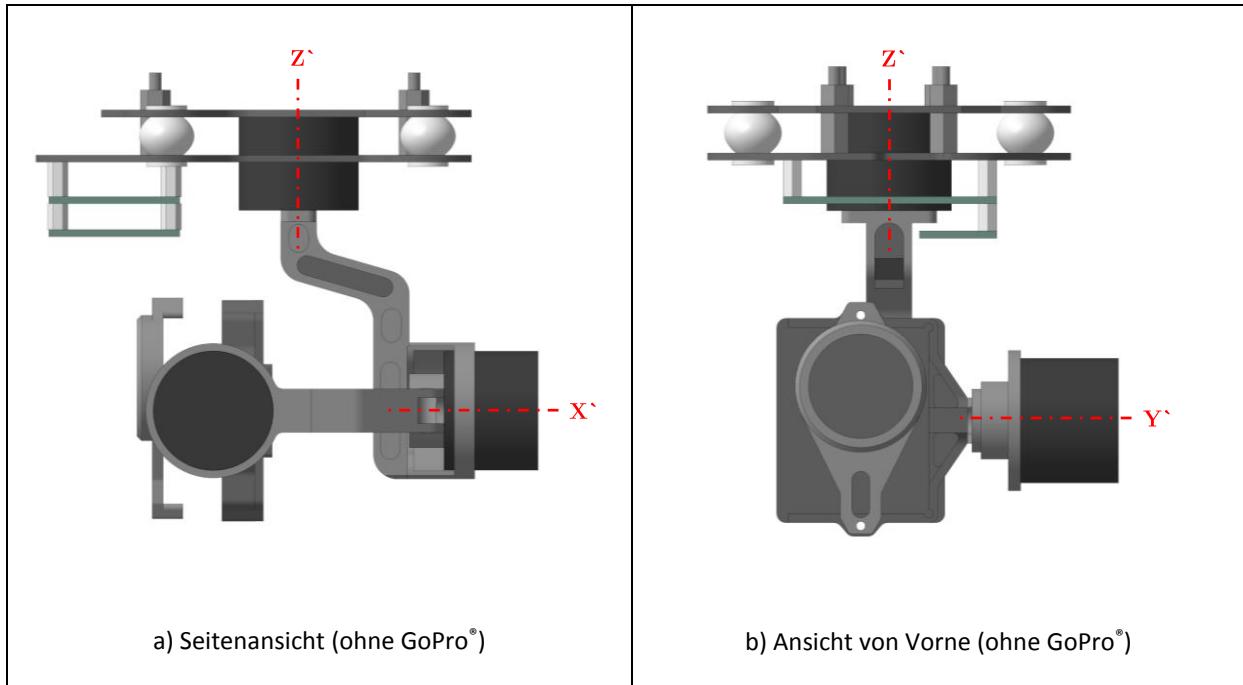


Abbildung 11: CAD-Modell Gimbal, verschiedene Ansichten

3.2. Zusammenbau

Der Zusammenbau der «DJI FlameWheels» bildet die Grundkonfiguration des Hexacopters. Aufbauend auf dieser Konfiguration werden die entsprechenden Module integriert, die zum Fliegen notwendig sind, sowie die Payload. Eine Übersicht über den Zusammenbau ist in Abbildung 12 dargestellt. Die enthaltenen Teile mit der Bezeichnungen im CAD-Modell sind in Tabelle 6 aufgelistet.

Tabelle 6: Teileliste des CAD-Models

Anzahl	Bauteilbezeichnung
1	Grundplatte_unten
4	Landegestellbein
6	Ausleger
1	Grundplatte_oben
6	Engine
3	Rotor_clockwise
3	Rotor_counterclockwise
6	Regler

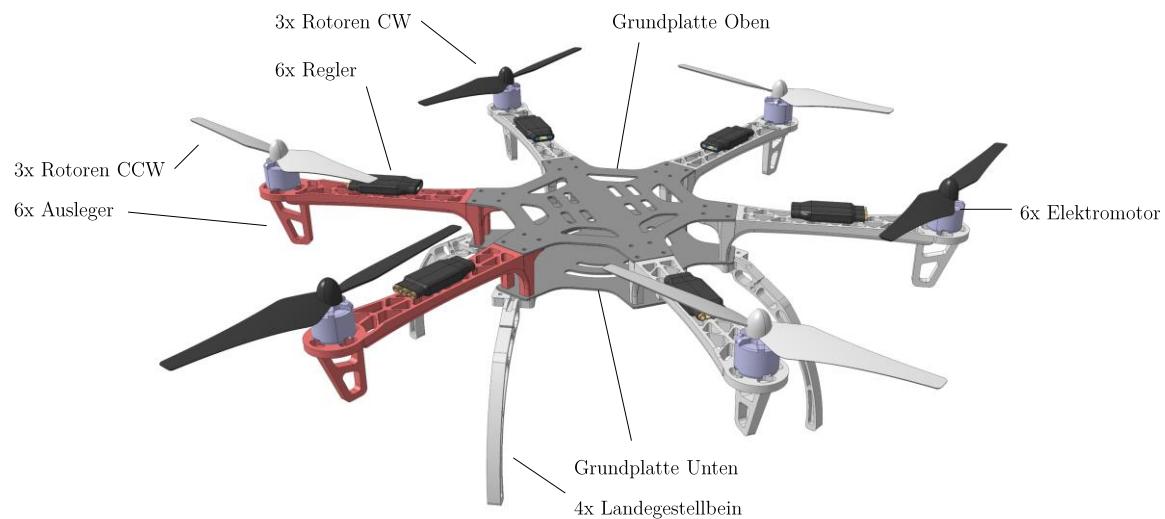


Abbildung 12: CAD Modell Zusammenbau

4. Experimentelle Ermittlung der Motorkennlinie

Die Motorkennlinie des Motors Typ DJI 2212/920 gibt Auskunft über die Kraft der Propeller-Motor-Einheit bei der zur Verfügung stehenden elektrischen Leistung. Dadurch ist es möglich das maximale Abfluggewicht des Hexacopters zu bestimmen, sowie die Flugdauer bei bestimmter Schubhebelstellung zu berechnen. Des Weiteren dient der Schub zur Berechnung weiterer Kenngrößen wie zum Beispiel die Gipfelhöhe. Diese Daten sind ausschlaggebend für die Missionsdefinition und Missionsdurchführung des Hexacopters.

4.1. Konstruktion eines Teststandes

Damit die Kraft der Propeller-Motor-Einheit ermittelt werden kann, wird ein Teststand benötigt. Die Anforderungen an den Teststand sind hier zum einen die Fixierung des Motors auf eine geeignete Plattform, zum anderen die genaue Bestimmung der Kraft. Außerdem ist es nötig den Testaufbau gegen das resultierende Drehmoment der Propeller-Motor-Einheit zu sichern und ebenfalls den Teststand so zu fixieren, dass dieser nicht aufsteigt.

Hierzu wurden mehrere Konzepte in Betracht gezogen. Der DHBW steht aus einem früheren Projekt ein Teststand zur Verfügung, der mittels Kofferwaage und einem auf dem Hebelgesetz basierende Konstruktion eine Masse ermitteln kann. Mittels der Grundgleichung der Mechanik und der ermittelten Masse lässt sich die Auftriebskraft direkt berechnen. Jedoch wurde dieser Vorschlag abgelehnt, da auf der einen Seite die Kofferwaage zu ungenau für die hiesigen Ansprüche misst. Die Kofferwaage ist für den Kilogrammbereich ausgelegt und misst lediglich auf 100g genau. Es ist zu erwarten, dass eine einzige Propeller-Motor-Einheit nicht 1kg Masse anheben kann. Vielmehr sollte die verwendete Waage auf das Gramm genau messen können. Folglich ist eine Kofferwaage ungeeignet. Des Weiteren weist die Konstruktion über die Hebelarme Ungenauigkeiten auf. Schon

kleine Abweichungen bei der Bestimmung der Hebelarme können zu großen Unterschieden in den ermittelten Daten führen, wodurch sich der Fehler in späteren Berechnung kumuliert.

Ein weiteres Konzept basiert auf einen Federkraftmesser. Demnach lässt sich die Kraft direkt ablesen. Jedoch wird hier eine aufwendigere Halterung für den Motor benötigt. Die Halterung soll sowohl die Propeller-Motor-Einheit fixieren und zum anderen die Kraft direkt in den Federkraftmesser einleiten. Hierfür muss der Federkraftmesser zentral fluchtend zum Angriffspunkt der Auftriebskraft ausgerichtet sein, um Ungenauigkeiten durch Hebelarme zu vermeiden. Dadurch muss eine Halterung konstruiert werden, die um den Kraftmesser herum die Propeller-Motor-Einheit aufnehmen kann. Die Absicht war aber eine relativ simple, dennoch effektive Konstruktion zu entwerfen, weshalb dieser Vorschlag verworfen wurde.

Das dritte Konzept benutzt ähnlich wie das erste Konzept eine Waage zur Ermittlung der Auftriebskraft. Die Idee hinter diesem Konzept ist es, eine Konstruktion auf eine Küchenwaage zu stellen und fixieren, die gramm-genau messen kann. Hierzu lässt sich auf eine größere Bodenplatte ein Adapter installieren, der die Propeller-Motor-Einheit aufnehmen kann. Damit die Konstruktion gegen Verdrehen aufgrund des resultierenden Drehmoments und gegen Abheben gesichert ist, wird diese mit Massen beschwert. Nachdem alles auf die Waage installiert wurde, lässt sich diese mittels einer Tara-Funktion auf null zurücksetzen. Die jetzt angezeigte Masse entspricht der Auftriebskraft der Propeller-Motor-Einheit. Dieses Konzept wurde weiter ausgearbeitet. In CATIA V5 wurden Bodenplatte, Verbindungsstange und Adapter konstruiert. Die Einzelteile wurden intern im CIM Labor von Herrn Müller gefertigt. Folgende Abbildung 13 zeigt die Bauteile des Teststands, sowie den Zusammenbau.

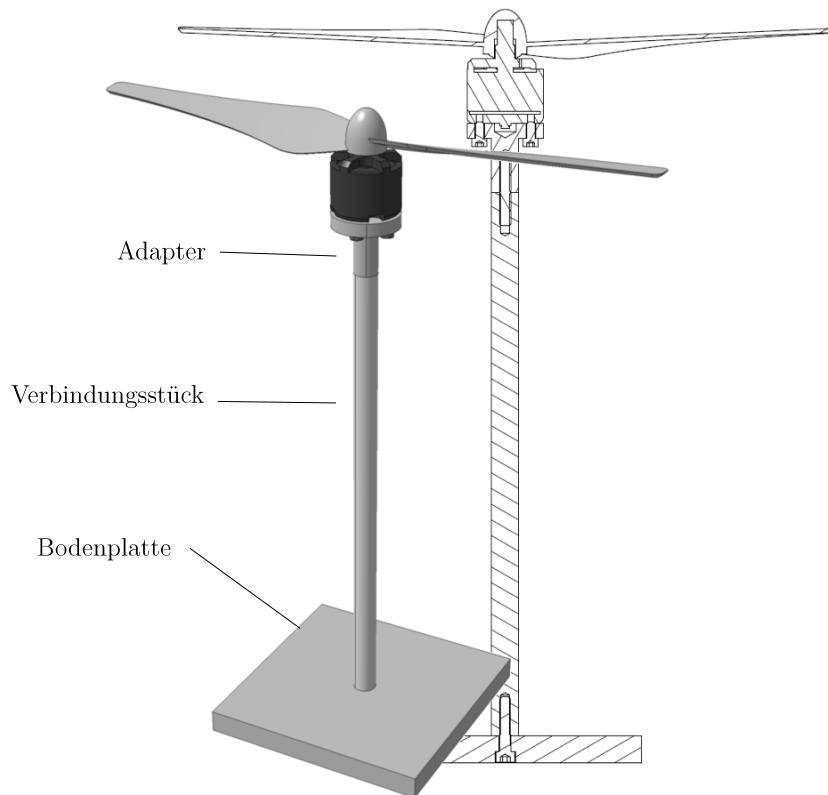


Abbildung 13: Aufbau Teststand für die Motorkennlinie

4.2. Durchführung und Auswertung des Versuchs

Zur Ermittlung der Motorkennlinie wird der in Kapitel 4.1 konstruierte Teststand verwendet. Auf diesen wird die Propeller-Motor-Einheit mittels vier M3x8 Schrauben installiert. Des Weiteren werden die Regler E300, sowie ein Netzteil angeschlossen, welches aus sicherheitstechnischen Gründen mit einer Strombegrenzung ausgestattet ist. Parallel, sowie in Reihe zum Schaltkreis werden außerdem jeweils ein Multimeter geschalten, um die abfallende Spannung beziehungsweise den Strom zu messen. Dadurch lässt sich die elektrische Leistung bestimmen, die momentan am Motor anliegt.

Der komplette Testaufbau wird auf eine Waage gestellt und mit Gewichten gesichert. Nach dem Aufbau des kompletten Versuchs wird die Anzeige der Waage mittels der Tara-Funktion auf null zurückgesetzt. Dadurch lässt sich die Masse direkt ablesen, die die Propeller-Motor-Einheit heben

kann. Über den Regler wird die Versorgungsspannung in Drehstrom umgewandelt. Mit der Fernsteuerung wird die Drehzahl des Motors vorgegeben und über die Frequenz des Drehstromes gemessen. Durch die Variation der Drehzahl werden die verschiedenen Kräfte ermittelt, woraus die Motorkennlinie erstellt wird. Vor dem Aufbau wurden alle Einzelteile und Komponenten auf visuelle Defekte, sowie auf einwandfreie Funktion überprüft. Der komplette Testaufbau wird in Abbildung 14 sowie ein Blockschaltbild in Abbildung 15 gezeigt.



Abbildung 14: Testaufbau zur Ermittlung der Motorkennlinie

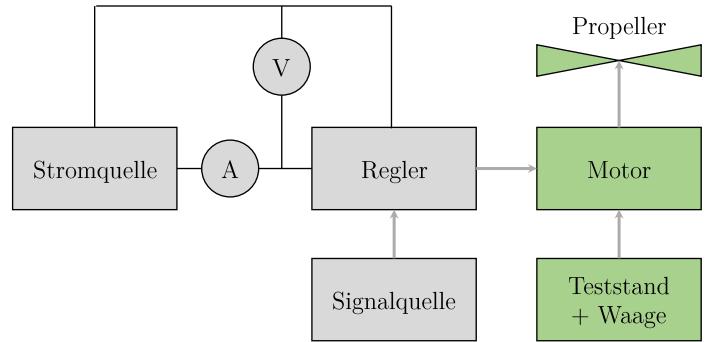


Abbildung 15: Blockschaltbild zum Testaufbau

Zunächst wurde der Motor langsam an die maximale Drehzahl hochgefahren, um die maximale Auftriebskraft zu bestimmen. Dieses diente gleichzeitig zur Verifizierung des gesamten Testaufbaus. Besteht eine große Abweichung zu den erwartenden Ergebnissen, dann muss der Testaufbau neugestaltet werden. Es wurde erwartet, dass eine Propeller-Motor-Einheit ein maximales Gewicht von ungefähr 500g tragen kann. Dieses entspricht etwa den Angaben aus dem Datenblatt [7]. Jedoch zeigte der erste Test lediglich eine Masse von 250g an. Mit der angezeigten Masse würde der Hexacopter nur 1,5kg tragen können. Somit liegt der Wert gerade einmal am Minimum der Abflugmassen, die im Datenblatt mit 1,5kg bis 2,5kg angegeben sind. Die abweichende Differenz der Abflugmassen ist auf den Abwind des Propellers zurückzuführen. Der komplette Aufbau befindet sich im Bodeneffekt, bei dem der Abwind auf die Waage drückt und somit die angezeigte Auftriebskraft vermindert. Ebenso ist zu beachten, dass Luftfahrzeuge im Bodeneffekt eine erhöhte Auftriebsleistung gegenüber einem Schwebeflug ohne Bodeneffekt aufweisen. Abbildung 16 a und b zeigen einen Schwebeflug ohne und mit Bodeneffekt.

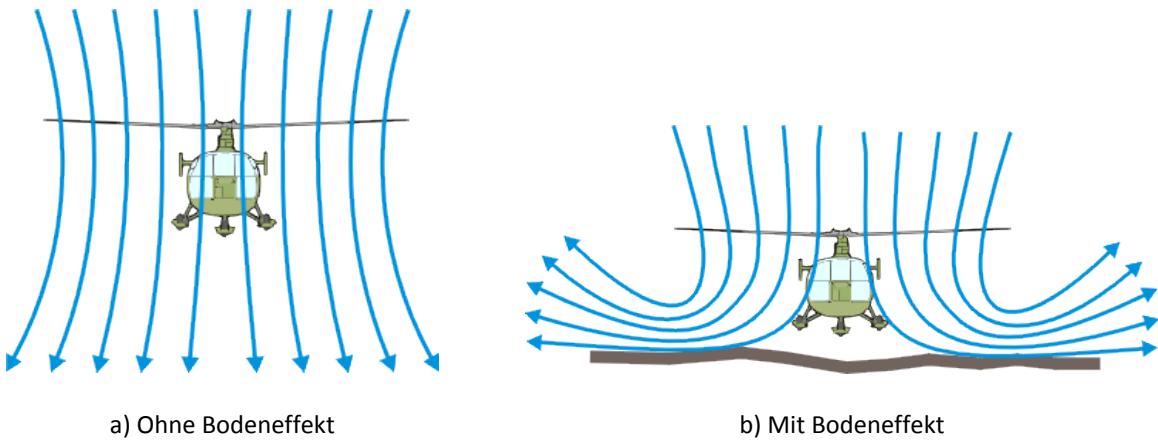


Abbildung 16: Schwebeflug [6]

Eine Erweiterung des Abstandes vom Motor zur Waage durch ein zweites Verbindungsstück zeigte keine Auswirkung auf die Auftriebskraft. Somit befand sich der Aufbau immer noch im Bodeneffekt.

Ein zweiter Ansatz war den Regler an dem Motor umzupolen, damit der Propeller sich in die umgekehrte Richtung dreht. Dadurch wird der Zugpropeller in einen Druckpropeller umgewandelt. Dieses ist mit den vorhandenen Propellern zulässig, da diese keine Auftriebskraft verlieren, weil die Propellerblätter kein Profil haben und lediglich angeschrägt sind. Folglich würde sich das angezeigte Gewicht der Waage nun erhöhen, da die Propeller-Motor-Einheit auf die Waage drückt. Aber auch dieser Aufbau zeigte nur ein leicht erhöhtes Gewicht von 270g an. Daraus ist zu schließen, dass dieses Mal der Aufwind des Propellers den gesamten Aufbau anhebt und somit wiederum die Kraft verringert.

Die Lösung war es die Waage vor den Abwind des Propellers zu schützen. Dafür wurde ein Pappdeckel bearbeitet, der über der Waage auf Stützen gestellt wurde. Diese Konstruktion fing den Abwind ab. Folgende Abbildung 17 zeigt den Neuaufbau.

Ein weiterer Testlauf zeigte nun ein maximal tragbares Gewicht von 620g. Somit ergibt sich für den Aufwind beziehungsweise für den Abwind eine Differenz von ungefähr 370g. Dieses übertraf sogar die eigenen Erwartungen.



Abbildung 17: Modifikation des Testaufbaus zur Abschirmung vom Abwind

Mit dem neuen Testaufbau ließ sich die Motorkennlinie ermitteln. Dafür wurde bei gewissen Schubhebelstellungen die Spannung, Stromstärke und Auftriebskraft notiert. Die folgende Tabelle enthält die ermittelten Werte.

Tabelle 7: Auswertung des Motorkennlinie-Tests

Spannung [V]	Stromstärke [A]	Elektr. Leistung [W]	Auftriebskraft [N]	Schubhebelstellung [%]
11,35	0,26	2,95	0,21	20
11,32	0,53	6,00	0,57	30
11,29	0,88	9,94	1,00	40
11,24	1,42	15,96	1,59	50
11,17	2,29	25,58	2,40	60
11,07	3,39	37,53	3,36	70
10,96	4,68	51,29	4,86	80
10,80	6,53	70,52	6,08	90-100

Trägt man diese in ein Leistungs-Auftriebs-Diagramm ein, erhält man die Motorkennlinie. Abbildung 18 zeigt die Motorkennlinie mit einer linearen Ausgleichsgeraden. Die Drehzahl des Motors lässt sich über die Pulsweite des generierten Signals und die Anzahl der Spulen im Motor bestimmen. Nachfolgende Tabelle 8 zeigt die Drehzahl für drei verschiedene Schubhebelstellungen.

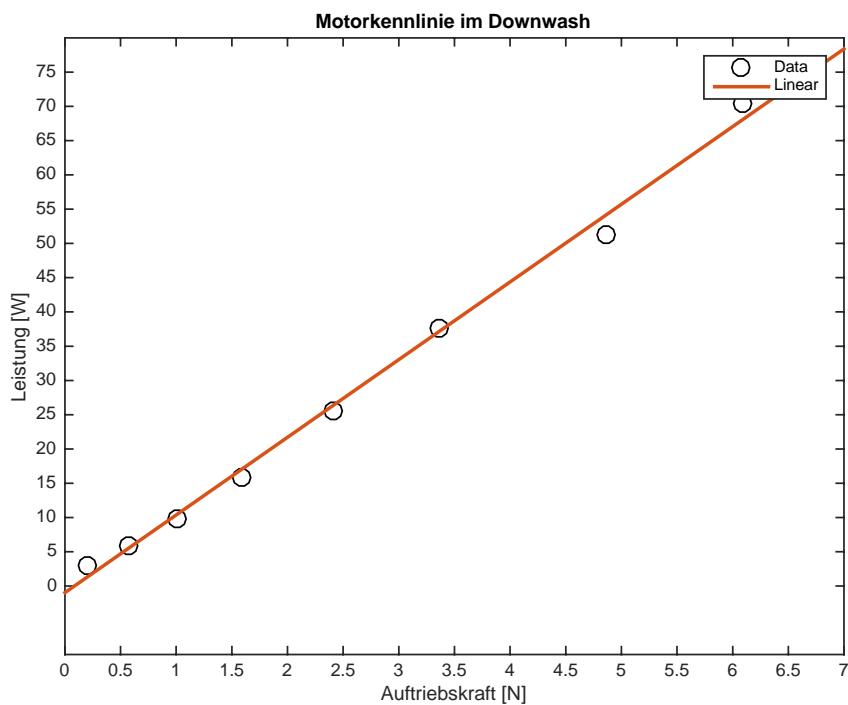


Abbildung 18: Motorkennlinie

Tabelle 8: Motordrehzahl bei Schubhebelstellung

Schubhebelstellung [%]	Drehzahl Motor [1/min]
20	2000
50	5000
100	8333

Mit Hilfe der Motorkennlinie und der ermittelten Daten lassen sich Flugleistungsdaten des Hexacopters bestimmen.

5. Flugleistungsdaten

5.1. Abfluggewicht

Für den Hexacopter gibt es ein minimales Abfluggewicht, das sich aus der Strukturmasse und der benötigten Payload zur Flugfähigkeit zusammensetzt. Ebenso besitzt er ein maximales Abfluggewicht, das durch die Leistung der Propeller-Motor-Einheit und der definierten Manövriertfähigkeit und Steuerbarkeit limitiert ist.

Damit der Hexacopter flugfähig ist, wird zusätzlich zur Struktur noch der Akku, der «ArduCopter» inklusive GPS-Modul und der «BeagleBone» benötigt. Daraus ergibt sich ein minimales Abfluggewicht von 1,63kg. Zur Ermittlung des maximalen Abfluggewichts wird die Auftriebskraft der Propeller-Motor-Einheit aus Kapitel 4 verwendet. Dem Hexacopter stehen sechs Motoren zur Verfügung, von denen einer ein Gewicht von 620g bei maximaler Schubhebelstellung tragen kann. Somit ergibt sich eine maximale Abflugmasse von $m_{max} = 6 \times 620g = 3,78kg$ im Bodeneffekt. Hierbei ist zu beachten, dass dies rein theoretisch das maximale Abfluggewicht darstellt, da der Hexacopter bei diesem Gewicht nicht mehr flugfähig wäre. Aus diesem Grund wird ein Korrekturfaktor von 0,7 eingeführt, der eine gewisse Manövriertfähigkeit und Steuerbarkeit gewährleisten soll. Folglich ist das maximale Abfluggewicht mit 2,65kg definiert. Dieser Wert liegt leicht über den Herstellerangaben von 2,4kg für ein maximales Abfluggewicht.

5.2. Fluggeschwindigkeiten

Die in diesem Kapitel berechneten Fluggeschwindigkeiten dienen zur Veranschaulichung der Leistungen des Hexacopters und zur Berechnung weiterer Kenngrößen. Es wurden Vereinfachungen zur besseren Handhabung der Gleichungen getroffen, weshalb sie nicht unmittelbar die realen Fluggeschwindigkeiten widerspiegeln. Für genaue Werte sollten Flugtests mit GPS-Signalen durchgeführt werden.

Für die vertikale Fluggeschwindigkeit, auch Steiggeschwindigkeit genannt, sind folgende Gleichungen für die Berechnung verwendet worden.

Grundgleichung Mechanik $F - mg \times \sin(y) = ma$ (5.1)

Geschwindigkeit $V_1 = at$ (5.2)

Schub Propeller $F = \dot{m}(V_2 - V_1)$ (5.3)

Beschleunigung $H = \frac{1}{2}at^2$ (5.4)

Da wir uns im Steigflug befinden, wirkt die Gewichtskraft der Schubkraft entgegen. Daher wurde Gleichung (5.1) um den Term $-mg \times \sin(y)$ erweitert. Der Hexacopter wird senkrecht aufsteigen, weshalb der Term $\sin(y) = 1$ annimmt und der gesamte Gewichtskraftanteil dem Schub entgegenwirkt. Tabelle 9 erklärt die Formelzeichen der oben genannten Formeln.

Tabelle 9: Formelbeschreibung für Steiggeschwindigkeit

Formelzeichen	Einheit	Bezeichnung
F	N	Schubkraft vom Propeller
m	kg	Abflugmasse des Hexacopters
g	m/s^2	Erdbeschleunigung
$\sin(y)$	[\cdot]	Winkel zwischen Steigvektor (Bahn KOS) zu Inertialsystem; hier $y = 90^\circ$
a	m/s^2	Beschleunigung des Hexacopters
V_1	m/s	Fluggeschwindigkeit des Hexacopters
V_2	m/s	Abwindgeschwindigkeit der Propeller
t	s	Zeit bis eine bestimmte Höhe erreicht wird
\dot{m}	kg/s	Massendurchsatz der Propeller
H	m	Höhe des Hexacopters

Löst man die Gleichung (5.1) nach a auf und setzt diese in Gleichung (5.2) ergibt sich:

$$V_1 = \left(\frac{F}{m} - g \right) \times t \quad (5.5)$$

Die neuerhaltene Gleichung (5.5) wird in die Schubformel des Propellers, Gleichung (5.3), eingesetzt und nach der Schubkraft F aufgelöst. Man erhält folgende Gleichung:

$$F = \frac{\dot{m}(V_2 + tg)}{1 + t \frac{\dot{m}}{m}} \quad (5.6)$$

Ersetzt man a in Gleichung (5.4) mit (5.1) und setzt für F Gleichung (5.6) ein lässt sich die Gleichung in eine quadratische Gleichung in Abhängigkeit der Zeit t umformen. Mit Hilfe der p-q-Formel lässt sich diese lösen und man erhält folgende Gleichung:

$$t_{1/2} = \frac{H\dot{m}}{\dot{m}V_2 - gm} \pm \sqrt{\left(\frac{H\dot{m}}{\dot{m}V_2 - gm} \right)^2 + \frac{2Hm}{\dot{m}V_2 - gm}} \quad (5.7)$$

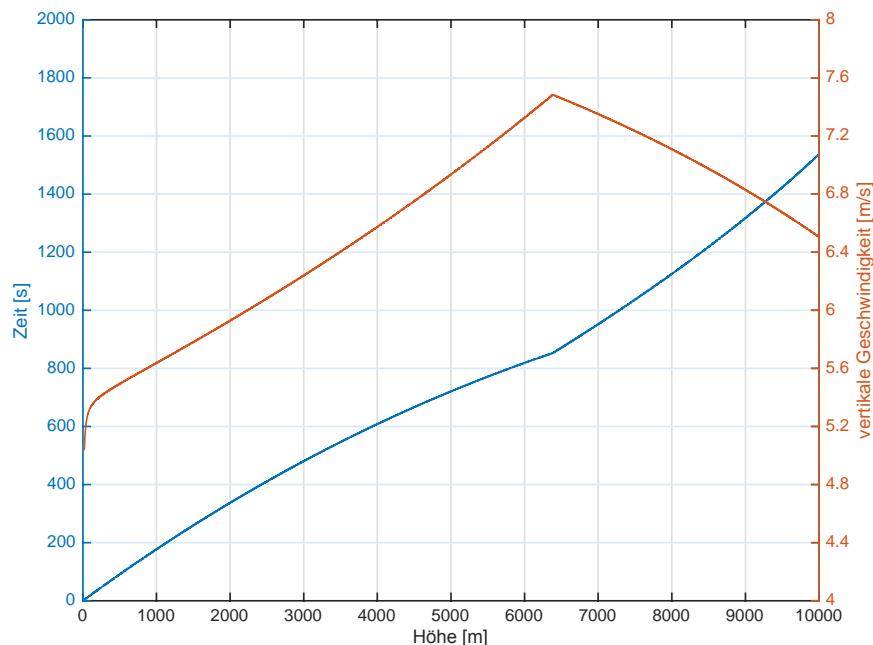
Betrachtet man die einzelnen Terme, so ist der Term unter der Wurzel immer größer als der Term davor. Folglich würde eine Betrachtung des Minuszeichens vor dem Wurzelterm negative Zeiten ausgeben. Da dieses physikalisch nicht möglich ist, wird nur noch der additive Term beachtet.

Der Hexacopter wird mehrere hundert Höhenmeter zurücklegen können. Deshalb muss man den Einfluss der Höhe auf die Dichte ebenso einbeziehen. Hierfür wird die internationale Höhenformel verwendet (vgl. Gleichung (5.8)). Die Dichte findet sich in der Abwindgeschwindigkeit V_2 und dem Massendurchsatz \dot{m} wider. Die Geschwindigkeit berechnet sich zu $V_2 = kn \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho} \frac{1,525}{3600}}$. Hierbei ist $\sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$ der Skalierungsterm mit dem die Drehzahl mit zunehmender Höhe ansteigt. Der Term $\frac{1,525}{3600}$ rechnet die Einheit in das metrische SI-Einheitensystem um. Die Drehzahl des Propellers ist mit 11600 1/min limitiert (siehe hierzu auch Kapitel 5.3). Der Massendurchsatz berechnet sich zu $\dot{m} = \rho \frac{\pi}{4} d^2 V_2$. Tabelle 10 zeigt die Formelbeschreibung für die Gleichungen.

Tabelle 10: Formelbeschreibung für Massendurchsatz und Abwindgeschwindigkeit Propeller

Formelzeichen	Beschreibung	Einheit
k	Steigung des Propellers	Zoll
n	Drehzahl Propeller	1/min
ρ_0	Dichte Normatmosphäre	kg/m ³
ρ	Dichte in der Höhe	kg/m ³
d	Durchmesser Propeller	Zoll

Trägt man die errechnete Zeit über die Flughöhe auf, so ergibt sich folgende Abbildung 19. In der Abbildung ist auch gleichzeitig die momentane Steiggeschwindigkeit dargestellt, die sich aus $V_s = \frac{H}{t}$ ergibt. Für diese Abbildung wurde mit der minimalen Abflugmasse gerechnet.

**Abbildung 19: Steigzeit / Steiggeschwindigkeit - Höhe Diagramm**

In der Abbildung ist erkennlich, dass der Hexacopter in kurzer Zeit auf eine vertikale Startgeschwindigkeit von circa 5,3 m/s beschleunigt. Danach folgt ein fast linearer Anteil bei dem die Geschwindigkeit bis zu einem Maximum von 7,5m/s stetig zunimmt. Dieses ist in der steigenden Drehzahl der Propeller-Motor-Einheit begründet, da die Austrittsgeschwindigkeit des Propellers quadratisch und die Dichteabnahme nur linear in die Auftriebsformel eingehen. Analog ist ein leichter Abfall bei dem Zeitgraphen zu erkennen. Die Unstetigkeit in beiden Graphen entsteht durch

die Limitierung der Motordrehzahl von 11600 1/min, die in etwa bei einer Höhe von 6380m eintritt. Da folglich der Motor die Dichteabnahme in zunehmender Höhe nicht mehr kompensieren kann, sinkt der Graph der Steiggeschwindigkeit und die benötigte Zeit nimmt wieder zu.

Beachtet man unterschiedliche Konfigurationen des Hexacopters und somit ein unterschiedliches Abfluggewicht ergibt sich ein Flächendiagramm. Abbildung 20 und Abbildung 21 zeigen die benötigte Aufstiegszeit beziehungsweise Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Abflugmasse und der Höhe.

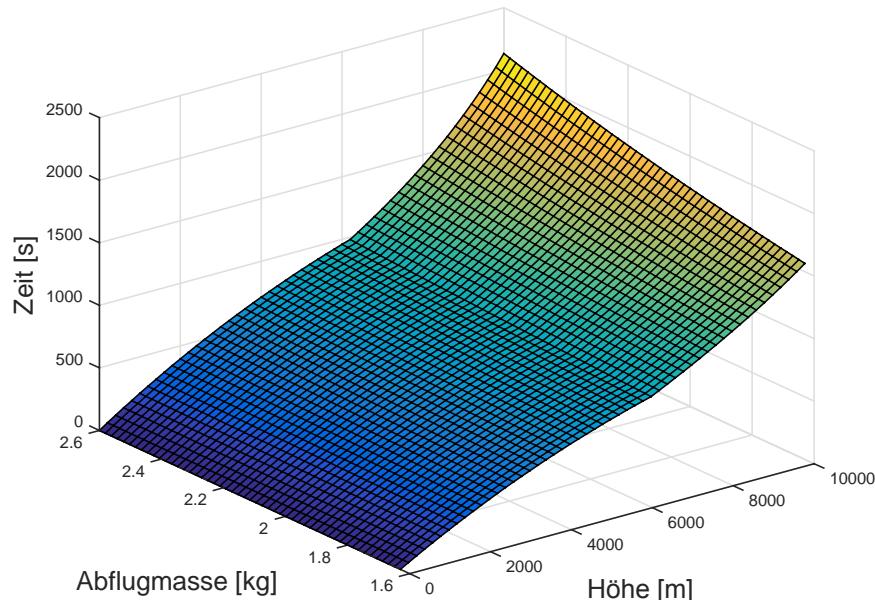


Abbildung 20: Abflugmasse - Höhe - Steigzeit Diagramm

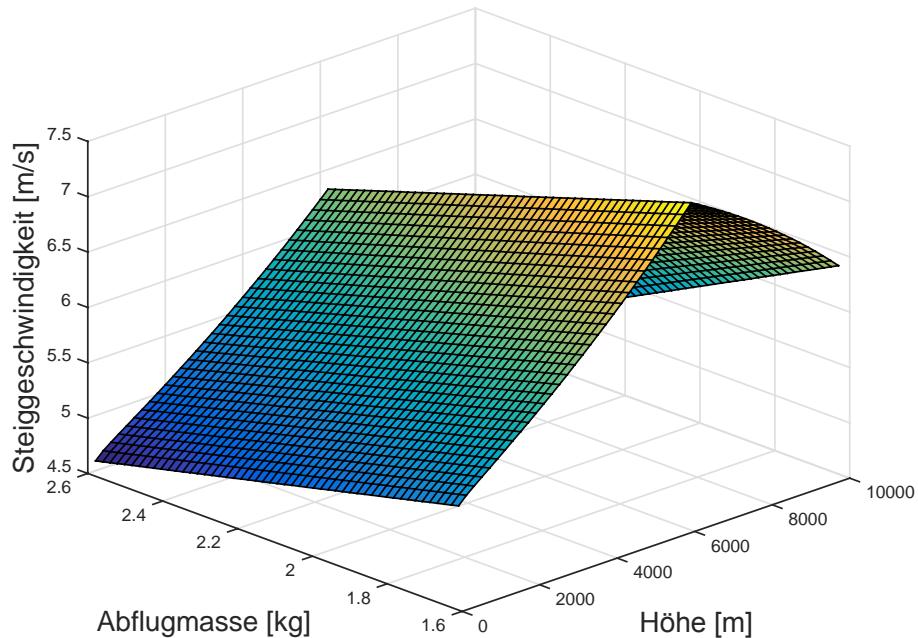


Abbildung 21: Abflugmasse - Höhe - vertikale Geschwindigkeit Diagramm

5.3. Gipfelhöhe

Die Gipfelhöhe des Hexacopters definiert die maximal erreichbare Höhe. In diesem Kapitel geht es lediglich um eine technische und theoretische Betrachtung der möglichen Flughöhe. Rechtlich gesehen sind dem Höhenflug andere Grenzen gesetzt. Hier gibt es unter anderem Vorgaben wie z.B. die Aufstiegsgenehmigung, die Haftpflichtversicherung und das Flugrecht.

Die technisch limitierenden Faktoren bei einem Höhenflug sind in Tabelle 11 angegeben.

Tabelle 11: Limitierende Faktoren bei Höhenflug

Bezeichnung	Einheit	Verhalten mit steigender Höhe
Luftdichte	kg/m ³	Abnahme nach Höhenformel
Umgebungstemperatur	K	Abnahme um 6,5K/km bis 11km Höhe
Abflugmasse	kg	konstant
Akkukapazität	mAh	Abnahme durch Verbrauch der Motoren
Gesamtwirkungsgrad Modell	η_{ges}	Abnahme durch Abnahme des Wirkungsgrades der Propeller

Die Drehzahl der Propeller muss mit steigender Höhe erhöht werden, da die Luftdichte abnimmt. Dieses garantiert einen konstanten Schub. Jedoch kann die Drehzahl nicht beliebig erhöht werden.

Der Propeller könnte Schäden nehmen. Ebenso besitzen der Regler und der Motor eine maximale Drehzahl. Der gegebene Regler und Motor haben bei dem «LiPo» Akku mit 4000mAh eine maximale Drehzahl von $11600 \frac{1}{min}$. Der Wert ergibt sich aus den Kenndaten des Motors von 920 Umdrehungen pro Volt. Dieser wird mit den Spannungsdaten des Akkus multipliziert. Der Akku besitzt drei Akkuzellen, wobei jeweils eine Akkuzelle eine maximale Spannung von 4,2V erreicht. Demnach ergibt sich $n_{max} = 920 \frac{U}{min} \times 3 \times 4,2V = 11600 \frac{1}{min}$. Wegen der Abnahme der Luftpumpe sinkt auch gleichzeitig der Luftwiderstand, weshalb ein Drehzahlanstieg bei maximalen Leistung noch möglich ist. Die Abnahme der Luftpumpe kann mit der internationalen Höhenformel beschrieben werden, die gleichzeitig das Temperaturgefälle mit zunehmender Höhe beachtet:

$$\rho = \rho_0 (1 - \alpha \frac{H}{T_0})^{\frac{1}{0,235}} \quad (5.8)$$

In Abbildung 22 ist der Zusammenhang zwischen abnehmender Luftpumpe und Propellerdrehzahl angegeben (vgl. Kapitel 5.2).

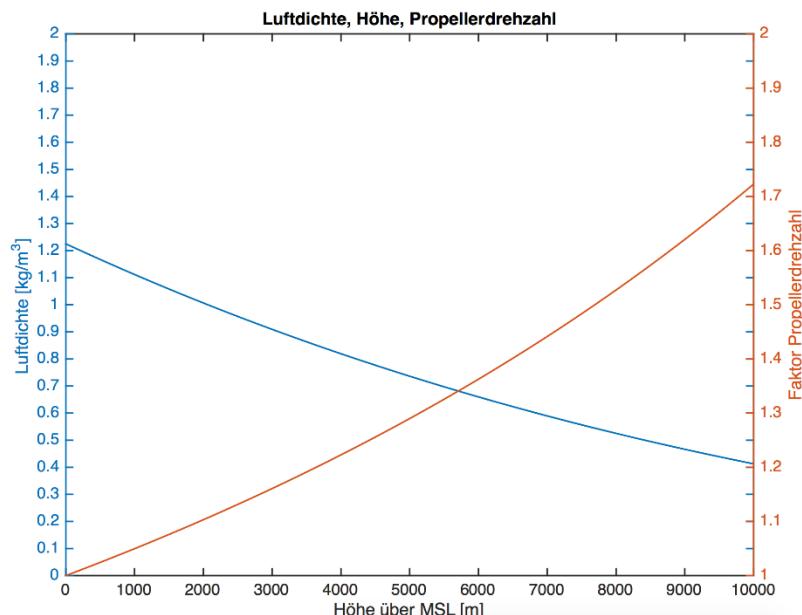


Abbildung 22: Zusammenhang zwischen Luftpumpe und Propellerdrehzahl

Anhand der Auftriebsformel und der Höhenformel lässt sich die theoretische Gipfelhöhe in Abhängigkeit der Abflugmasse ermitteln.

$$F_0 = \frac{1}{2} \rho_0 v^2 \times c_A \times S$$

Hierbei ist F_0 die ermittelte Auftriebskraft im Bodeneffekt und ρ_0 die Dichte auf Meereshöhe. Da sich bei dem Hexacopter während des senkrechten Aufstiegs die Fläche S , der Auftriebsbeiwert C_A und unter der Annahme, dass sich die Abwindgeschwindigkeit v ebenfalls nicht ändern, lässt sich die Formel umformen zu:

$$\frac{F_0}{\rho_0} = const = \frac{F}{\rho_{Gipfelhöhe}}$$

Für die Gipfelhöhe gilt, dass die Auftriebskraft gleich der Gewichtskraft ist. Somit lässt sich mit $G = m \times g$ und der Höhenformel folgende Beziehung aufstellen:

$$H = \frac{T_0}{\alpha} \left[1 - \left(\frac{G}{F_0} \right)^{0,235} \right]$$

Tabelle 12 fasst die Kenngrößen der Gipfelhöhenformel zusammen.

Tabelle 12: Formelbezeichnung für Gipfelhöhe

Formelzeichen	Bezeichnung	Größe
P_0	Druck am Boden	101325 Pa
ρ_0	Dichte am Boden	1,225 kg/m ³
m	Abflugmasse	min. – max. Abflugmasse
g	Gravitationskonstante	9,81 m/s ²
T_0	Temperatur am Boden	288,15 K
α	Temperaturgradient	0,0065 K/m
F_0	Auftriebskraft am Boden	6 x 6,08 N

Die nachstehende Abbildung 23 zeigt die Gipfelhöhe in Abhängigkeit der Abflugmasse.

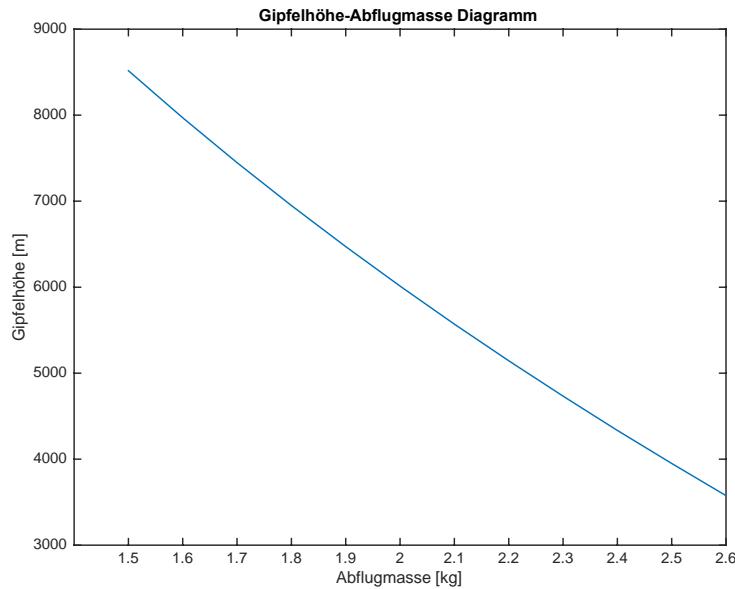


Abbildung 23: Gipfelhöhe in Abhängigkeit von Abflugmasse

Diese Gipfelhöhe ist nur als Referenzwert anzusehen. Die Lastdrehzahl am Boden bei Vollschub beträgt 8333 1/min (vgl. Tabelle 8). Es ergibt sich ein Faktor von 1,39, wenn man den limitierenden Faktor der maximalen Drehzahl des Propellers beachtet. Aus Abbildung 22 lässt sich entnehmen, dass dies ein Faktor für die Höhe von 6380m ist. Demnach schränkt dies die maximale Höhe zunächst auf diesen Wert ein. Zudem ist wie in Tabelle 11 die Akkukapazität ein limitierender Faktor. Aus Kapitel 5.4 und Kapitel 5.2 sind Flugdauer und Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Abflugmasse bekannt. Betrachtet wird hierfür ein theoretisch günstiger Fall, bei dem die Abflugmasse am niedrigsten und somit die Akkuleistung und die Steiggeschwindigkeit am höchsten sind. Aus Kapitel 5.4 ist die Flugdauer unter Volllast von 6 Minuten bekannt. Es wird angenommen, dass der Hexacopter innerhalb dieser Zeit eine durchschnittliche Steiggeschwindigkeit von $5,5 \text{ m/s}$ erreicht. Folglich kann der Hexacopter innerhalb der möglichen Flugdauer eine Höhe von 1980m fliegen. Bei dieser Flughöhe steht dem Hexacopter jedoch keine Akkuleistung mehr für den Sinkflug zur Verfügung. Daher ist ein Absturz unvermeidlich. Betrachtet man ebenso die Zeit, die benötigt wird, um den Hexacopter wieder sicher zu landen, kann man ungefähr 1000m als Gipfelhöhe festlegen.

Bei den ganzen Betrachtungen und Rechnungen wurden noch keine Optimierungen durchgeführt, bei der die optimale Steiggeschwindigkeit in Abhängigkeit der Höhe ermittelt wurde. Es wurde als erster Richtwert die maximale Steiggeschwindigkeit unter Volllast angenommen. Jedoch kann

aufgrund der erhöhten benötigten Akkuleistung die Flughöhe im Gegensatz zu einer Betriebslast verringert sein, die eine optimale Steigrate gegenüber verbrauchter Akkukapazität darstellt.

5.4. Flugdauer

Für die Berechnung der Flugdauer wird angenommen, dass der Hexacopter überwiegend im Schwebeflug betrieben wird. Der erhöhte Stromverbrauch während eines Manövers wird vernachlässigt, da dieser zeitlich gesehen sehr klein gegenüber dem Schwebeflug ist. Für die Flugdauer werden drei Konfigurationen untersucht. Die erste ist die Versorgung des Hexacopters mit einem 4000mAh Akku. Die zweite Konfiguration ist eine Parallelschaltung von zwei 4000mAh Akkus, um die verfügbare Leistung zu erhöhen. Zuletzt wird noch die Stromversorgung mit einem 5800mAh Akku untersucht. Dieser Akku entspricht der größten käuflich erwerblichen Kapazität einer Akkuzelle. Die Flugdauer ist direkt abhängig von der Abflugmasse, wobei die minimale Flugdauer je Konfiguration bei maximaler Abflugmasse erreicht wird. Folgende Tabelle 13 gibt die Konfigurationen und ihre minimale Abflugmasse an.

Tabelle 13: Akku-Konfigurationen für Flugdauer

Konfiguration	Akkukapazität [mAh]	Minimale Abflugmasse [g]
1	4000	1625,62
2	2x4000	1977,62
3	5800	1763,62

Für die Schwebeleistung wird der Auftrieb der Abflugmasse gleichgesetzt. Dadurch lässt sich die benötigte Auftriebskraft je Motor bestimmen und mit Hilfe der Motorkennlinie der Verbrauch ermitteln. Ist der Verbrauch der Motoren bekannt, lässt sich die Flugdauer je Konfiguration errechnen. Abbildung 24 und Abbildung 25 zeigen die Flugdauer je Konfiguration in Abhängigkeit der Abflugmasse beziehungsweise der Payload an. Es ist noch zu beachten, dass die angegebenen Werte rein theoretisch sind. Um die Akkus nicht komplett zu entleeren und dadurch zu schonen, ist die praktische Flugdauer circa 10% geringer.

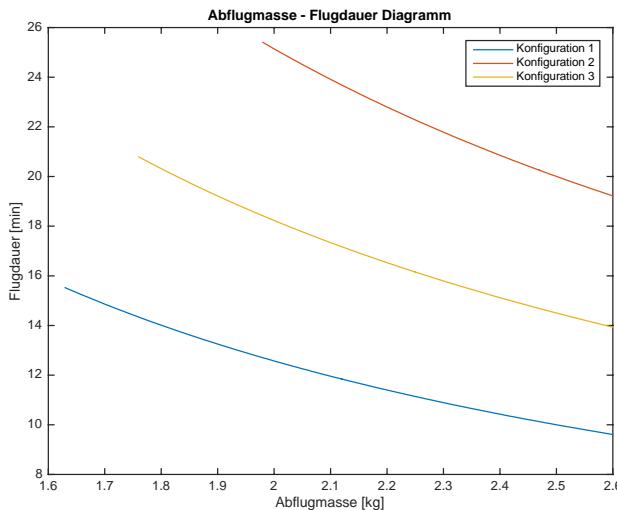


Abbildung 24: Abflugmasse - Flugdauer Diagramm

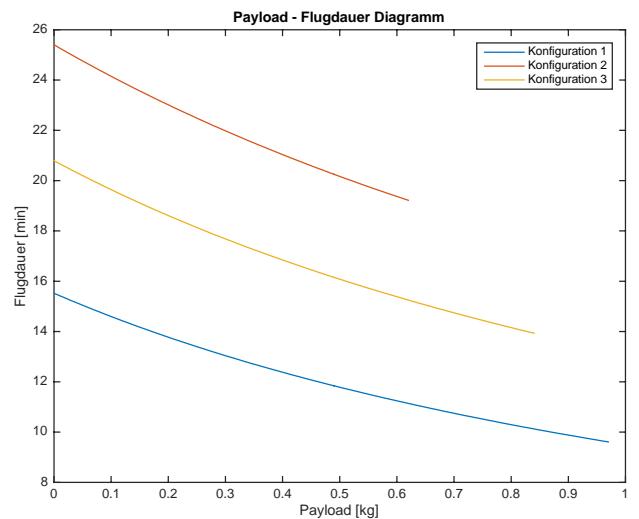


Abbildung 25: Payload - Flugdauer Diagramm

Die Diagramme zeigen deutlich, je höher die verfügbare elektrische Leistung der Akkus, desto länger ist die Flugdauer. Des Weiteren ist ersichtlich, dass je höher die Abflugmasse beziehungsweise je mehr Payload geladen ist, desto geringer wird die Flugdauer. Außerdem zeigen sie auch, dass nicht gleichzeitig bei Verdopplung der Kapazität die Flugdauer verdoppelt wird (vgl. Konfiguration 1 zu 2). Dieses liegt an der zusätzlichen Abflugmasse von Konfiguration 2, die zu beachten ist. Die Entscheidung welche Akku-Konfiguration für den Hexacopter am geeignetsten ist, hängt von der Mission und der zu tragenden Payload ab. Der große Akku von 5800mAh hat zwar die beste Leistungsdichte, aber dadurch ist man auch in der Payload eingeschränkt. Es wurde daher der Akku mit 4000mAh ausgewählt. Für das aufladen von viel Payload kann Konfiguration 1 und für eine möglichst lange Flugdauer Konfiguration 2 gewählt werden. Dadurch ist hohe Flexibilität trotz eines Akku-Typs gewährt.

Unter Volllast verbrauchen die Motoren 6,53A. Bei der gewählten Akkukonfiguration von 4000mAh entspricht dieses eine maximale Flugdauer von circa 6 Minuten.

5.5. Flugversuch 1 und 2

Der Hexacopter „BORIS“ wurde am 03.06.2015 im ersten Flugversuch mit einer Payload-Konfiguration wie in Tabelle 14 angegeben geflogen.

Tabelle 14: Payload-Konfiguration für Flugversuch 1

Bezeichnung	Anzahl	Gewicht pro Stück [g]
Arducopter	1	32
GPS-Modul	1	34
Beaglebone	1	39
USB-Hub	1	29
WLAN-Stick	1	46
Sonar	1	26
RC-Empfänger	1	27
AKKU LiPo-4000	1	352
PropGuard weiß	4	26
PropGuard rot	2	27
		$\Sigma 743$

Das Gesamtgewicht des Hexacopters betrug dabei 2,1kg. Aus flugleistungstechnischer Sicht war die Leistung für den Flugversuch nicht ausreichend. Der Pilot hatte Schwierigkeiten, schnellere Sinkflüge abzufangen und allgemeine gute Manövriertfähigkeit zu erhalten.

Bei dem zweiten Flugversuch am 10.06.2015 wurde die Abflugmasse verringert. Hierbei wurden alle Payload-Rechner weggelassen, die nicht zwingend notwendig für den sicheren Flug sind. Tabelle 15 zeigt diese Konfiguration. Mit der Reduktion einiger Payload ist es gelungen, die Abflugmasse auf knapp 2kg zu reduzieren. Die Piloteneindrücke bezüglich der Flugleistung haben gezeigt, dass sich der Hexacopter nun viel wendiger und agiler steuern lässt. Ebenso sind auch höhere Steig- und Sinkgeschwindigkeiten realisierbar. Aber auch hier war die Steuerung noch nicht ideal, da schnelle Abfangmanöver oder Ausweichmanöver immer noch zu träge waren.

Tabelle 15: Payload-Konfiguration für Flugversuch 2

Bezeichnung	Anzahl	Gewicht pro Stück [g]
Arducopter	1	32
GPS-Modul	1	34
Telemetrie-Antenne	1	25
Sonar	1	26
RC-Empfänger	1	27
AKKU LiPo-4000	1	352
PropGuard weiß	4	26
PropGuard rot	2	27
		$\Sigma 654$

In beiden Flugversuchen wurden keine Missionen bezüglich Fluggeschwindigkeiten, Flugdauer oder Gipfelhöhe durchgeführt. Deshalb wird hier nur der Einfluss der Abflugmasse auf die subjektive

Manövrierfähigkeit und Steuerbarkeit betrachtet. Vergleicht man die Erfahrungen aus den praktischen Flugversuchen mit den theoretischen Erkenntnissen aus dem Versuch der Motorkennlinie, zeigen sich Differenzen. Das theoretisch maximale Abfluggewicht von 2,64kg kann nicht realisiert werden. Schon bei einem Abfluggewicht von 2,1kg stieß der Hexacopter an seine Grenzen. Dieser Unterschied ist zum einen mit dem Bodeneffekt zu erklären, der bei der Ermittlung der Motorkennlinie zum Tragen kam. Der Bodeneffekt erhöht hierbei die Auftriebskraft, wodurch die Motorkennlinie stärker ausfällt als die Auftriebskraft, die im praktischen Schwebeflug zur Verfügung steht. Zum anderen lässt sich die Differenz mit idealisierten Bedingungen im Labor, wie Windstille und konstante Raumtemperatur, erklären. Bei den Flugversuchen jedoch herrschte eine leichte Brise von 2 m/s im Durchschnitt, sowie eine Außentemperatur von 28°C . Dieses sind alles Einflussfaktoren, die die Auftriebskraft des Hexacopters verringert haben.

Die Flugversuche haben aufgezeigt, dass der Hexacopter ein Performance-Upgrade benötigt, um die gewünschte Payload mit ausreichender Manövrierfähigkeit und Steuerbarkeit tragen zu können.

6. Zusammenbau des Hexacopters

Dieses Kapitel befasst sich mit dem Aufbau des DJI Flame Wheel F550 Bausatzes zu einem flugfähigen Hexacopter. Grundlage des Aufbaus ist Referenz [7]. Abbildung 26 zeigt die Einzelteile des Hexacopters und Tabelle 16 ist eine Stückliste des gegebenen Bausatzes inklusive gewogener Massen angegeben.



Abbildung 26: Einzelteile des Hexacopters

Tabelle 16: Stückliste inklusiver Gewichte

Bezeichnung	Anzahl	Gewicht pro Stück [g]
Ausleger (rot)	2	54,5
Ausleger (weiß)	4	54,25
Landegestellbein	4	17,25
Grundplatte Oben	1	76
Grundplatte unten	1	81
Propeller CW	3	11,67
Propeller CCW	3	12
Regler	6	27,17
Elektromotormotor	6	54
Power Modul	1	24
Arducopter	1	32
GPS-Modul	1	34
PropGuard weiß	4	26
PropGuard rot	2	27
AKKU LiPo-1600	1	145
Schraube M3x8	24	0,46
Schraube M2,5x5	36	0,31
Σ		676,61

Für den Zusammenbau werden verschiedene Werkzeuge benötigt. Diese sind in Tabelle 17 angegeben.

Tabelle 17: Benötigte Werkzeuge für den Aufbau des Hexacopters

Werkzeug	Grund
2,0mm Innensechskantsteckschlüssel	Montage des Gehäuses und Motoren
Loctite Schraubenkleber	Sicherung der Schraubenverbindungen
Kabelbinder	Fixierung der Kabelstränge und Installation der Motorregler
Seitenschneider	Abschneiden der überstehenden Enden der Kabelbinder
Lötkolben und Lötzinn	Verlöten der Motorregler auf die Grundplatte
Papierschnipsel	Überprüfung der Drehrichtung der Motoren

Nach [7] werden die Motorenregler direkt auf die Grundplatte gelötet. Jedoch verhindert dieses ein einfaches nachträgliches Austauschen von defekten Motorreglern oder den Ersatz durch einen anderen Typen. Aufgrund dessen wurde zu Beginn jeder Motorregler mit einer Steckverbindung erweitert. Dieses ist in Abbildung 27 dargestellt.

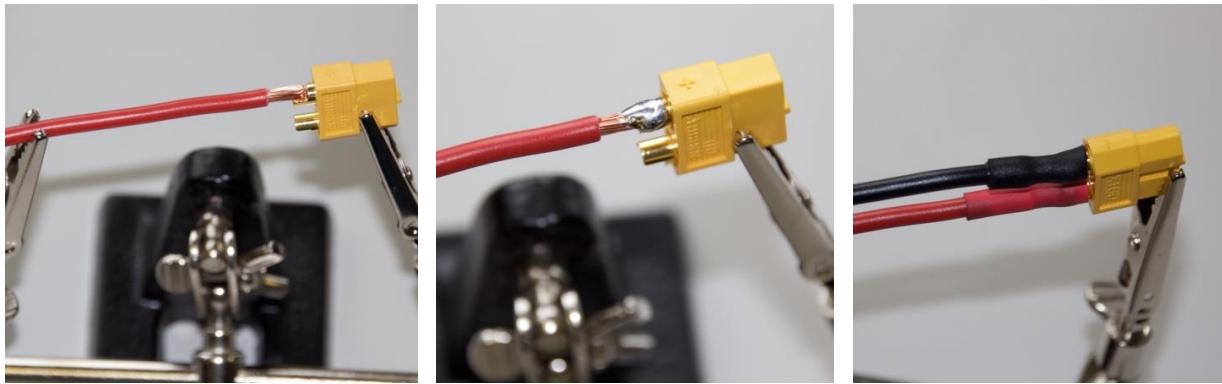


Abbildung 27: Steckererweiterung der Motorregler

An die Grundplatte wurde das entsprechende Gegenstück für die Steckerverbindung angelötet. Hierbei wurde darauf geachtet, dass drei Stecker jeweils um 120° versetzt recht nah an den Kontakten, sowie die drei übrigen Stecker weiter entfernt von den Kontakten angelötet werden. Dadurch wird vermieden, dass sich die Stecker in der Mitte treffen und dieses zur erschwerten Montage führen kann. Neben der Steckerverbindungen für die Motorregler wird ebenfalls eine Steckerverbindung zum Anschließen und Versorgung der Elektronik durch einen Akku an die vorgesehene Stelle angelötet. Abbildung 28 zeigt die Anbindung der kurzen Stecker an die Grundplatte.

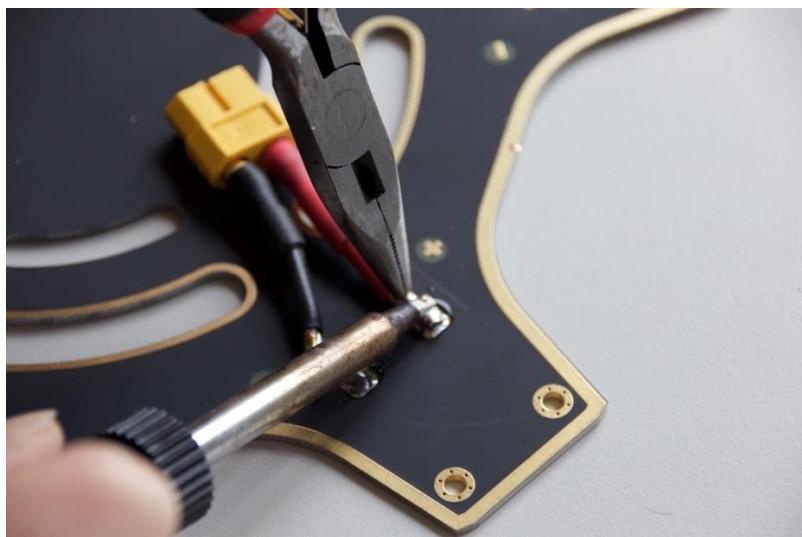


Abbildung 28: Anbindung kurzer Stecker an Grundplatte

Die Motoren werden auf die Ausleger geschraubt und mit Schraubenkleber gegen Losdrehen durch Vibrationen gesichert. Bei der Montage der Ausleger auf die vorbereitete Grundplatte ist darauf zu achten, dass die Motoren jeweils abwechselnd mit der Drehrichtung CW und CCW auf die Ausleger

montiert sind. Dieses ist essentiell, um die wirkenden Drehmomente beim Flug ausgleichen zu können. Abbildung 29 zeigt die Montage mit Schraubensicherung und die Bezeichnung bezüglich der Drehrichtung der Motoren. Die roten Ausleger definieren die Flugrichtung nach vorne. An vier der sechs Ausleger werden während der Montage auf die Grundplatte noch die Landegestellbeine installiert. Dafür werden diese um circa 30° verdreht, sodass die diagonal versetzten Bohrungen zur Anbindung verwendet werden. Zwei Landegestellbeine werden mit an die roten Ausleger montiert, die weiteren beiden werden an den gegenüberliegenden weißen Auslegern angebracht.



Abbildung 29: Schraubensicherung (links) und Markierung der Drehrichtung der Motoren (rechts)

Jeder Motor wird mit einem Motorregler verbunden, der mittels Kabelbinder am Ausleger fixiert wird. Die Drehrichtung der Motoren wird über den Anschluss der drei poligen Stecker definiert. Werden zwei Stecker vertauscht, so kehrt sich die Drehrichtung um. Damit die korrekte Drehrichtung der Motoren überprüft werden kann, werden die Motorregler über einen Akku mit Strom versorgt und mit dem Arducopter verbunden. Anschließend werden die einzelnen Regler über die Software «MissionPlanner» angesprochen. Hier wird ein Schub von 20% für fünf Sekunden eingestellt. Anschließend wird sich mit einem Papierschnipsel an die rotierende Motorwelle vorsichtig und langsam genähert. Wird nun der Papierschnipsel nach links weggedrückt, so rotiert der Motor CW. Falls der Papierschnipsel nach rechts abgelenkt wird, so dreht sich der Motor CCW. Mit dieser Methode wurde jeder Motor auf seine Drehrichtung überprüft und gegebenenfalls angepasst. Abbildung 30 und Abbildung 31 zeigen den Testaufbau und die Auslenkung des Papierschnipsels aufgrund der Rotation der Motoren.

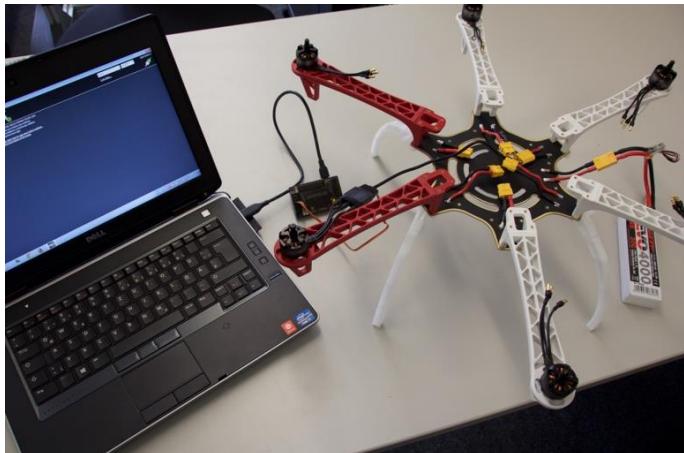


Abbildung 30: Testaufbau für Bestimmung der Rotationsrichtung Motor



Abbildung 31: Auslenkung Papier aufgrund Rotation Motor



Abbildung 32: Zusammenbau des Hexacopters



Nachdem alle Motoren auf ihre Drehrichtung überprüft wurden, wurden die Propeller mit für die gegebene Drehrichtung installiert. Die Propeller sind selbst-sichernd, sodass sich die Propeller aufgrund des wirkenden Drehmomentes während des Betriebs festziehen.

Am Ende lassen sich die PropGuards einfach auf die Ausleger stecken. Das beigelegte Band sichert die PropGuards fest an die Ausleger. Die Payload, wie zum Beispiel der Arducopter werden auf eine geeignete, selbst konstruierte Payload-Halterung installiert (siehe hierzu Kapitel 8). Abbildung 32 zeigt den kompletten Aufbau.

Die Hexacopter werden im C1-Container der DHBW aufbewahrt. Hierfür gibt es eine Befestigung mittels Bändern, die in die Ausleger gehängt werden. Dadurch wird der Hexacopter hängend gelagert

und nimmt relativ wenig Platz in Anspruch. Abbildung 33 zeigt die Lagerung beider Hexacopter. Des Weiteren bekommen beide Hexacopter eine eindeutige Kennzeichnung, um sie in den Flugversuchen und in den Dokumenten auseinanderzuhalten beziehungsweise zuweisen zu können. Demnach wurde ein Hexacopter „ANNA“ und der andere „BORIS“ getauft. Beide Hexacopter haben Markierungen entsprechend ihres Namens erhalten.



Abbildung 33: Lagerung der Hexacopter im C1-Container

7. Konstruktion und Aufbau eines Bodenteststands

Da der Hexacopter kommerziell von der DHBW betrieben wird und somit eine Aufstiegsgenehmigung für den Flugbetrieb benötigt, wurde ein Bodenteststand konstruiert. Mit diesem ist es möglich die elektronische Payload auf Funktionalität und Fehler zu überprüfen, während der Hexacopter fest am Boden verankert ist. Hierfür ist keine Genehmigung erforderlich.

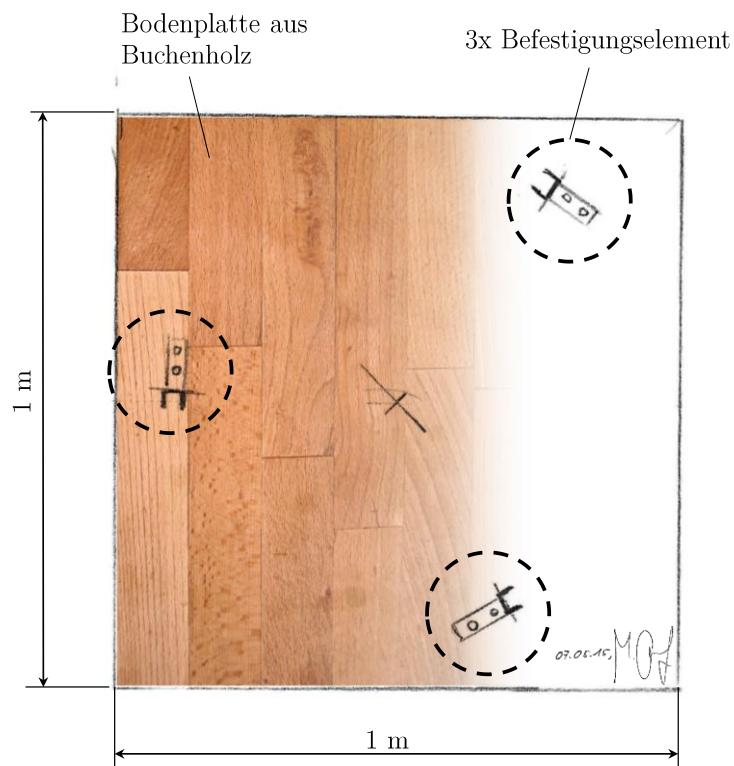


Abbildung 34: Holzplatte (Handskizze)

Es gibt mehrere Anforderungen, die der Bodenteststand erfüllen muss. Zunächst soll er den Hexacopter am Boden halten, sodass er sich nicht in einem Flugbetrieb befindet. Hierbei muss er die auftretenden Auftriebskräfte, sowie mögliche Drehmomente aufgrund von vorgetäuschem

Manöverflug standhalten. Zudem sollte der Bodenteststand möglichst eine störungsfreie An- und Abströmung der Rotoren ermöglichen. Ebenso ist es wichtig, den Hexacopter schnell auf der Plattform ohne großartigen Aufwand zu installieren und zu entfernen. Des Weiteren bedarf es einen Sichtschutz, sodass bei technischem Defekt des Fluggerätes das testende Team nicht zum Beispiel von abfliegenden Rotorblättern gefährdet wird. Außerdem sollte er Möglichkeiten bieten für zukünftige Projektarbeiten Erweiterungen und Verbesserungen hinzufügen zu können. Zuletzt sollte der Bodenteststand relativ mobil sein, um gegebenenfalls Entfernungstest oder Tests im Freien durchführen zu können.

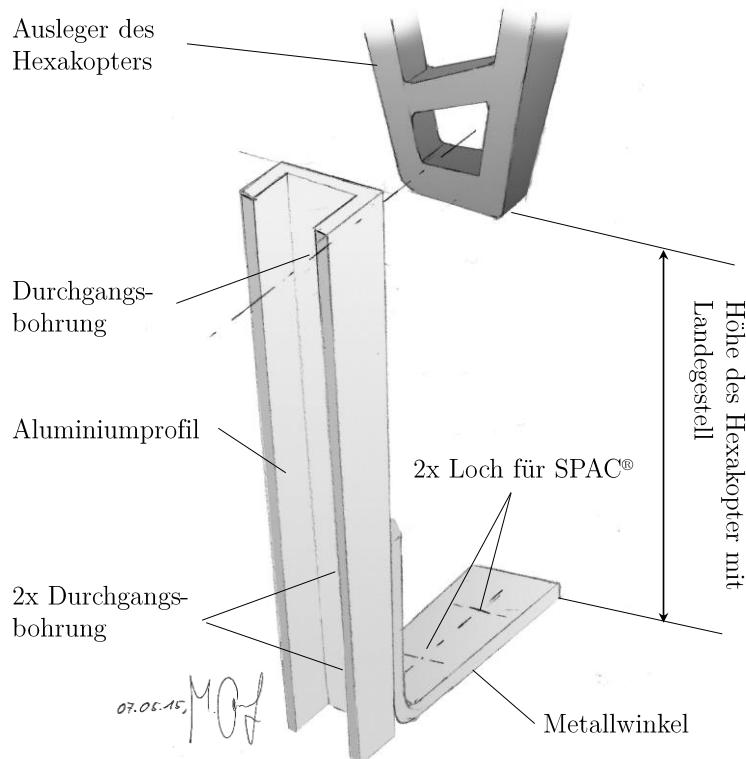


Abbildung 35: Befestigungselement mit Ausleger (Handskizze)

Anhand des Anforderungskataloges wurde sich für eine solide Holzgrundplatte aus Buche in der Größe von 1m² entschieden, siehe Abbildung 34. Auf dieser findet der Hexacopter samt Prop-Guards genügend Platz ohne über die Platte zu geraten. Dieses hat zum einen sicherheitstechnische Vorteile und zum anderen trifft der komplette Downwash des Hexacopters auf die Platte. Ebenso bietet die große Holzplatte genügend Gewicht, um der Auftriebskraft und den Drehmomenten

entgegenzuwirken. Holz hat den weiteren Vorteil, dass sich schnell weitere Mechanismen oder Verankerungspunkte an beliebiger Stelle platzieren lassen. Damit der Hexacopter auf der Platte gesichert wird, wurde eine Verankerung an den Auslegern konstruiert, siehe Abbildung 35. Diese greift in die Taschen des Vorsprunges, der direkt unter den Motoren sitzt. Mittels Bolzen, großer Unterlegscheibe und einer Flügelmutter wird der Ausleger an einem U-Profil befestigt, siehe Abbildung 36.

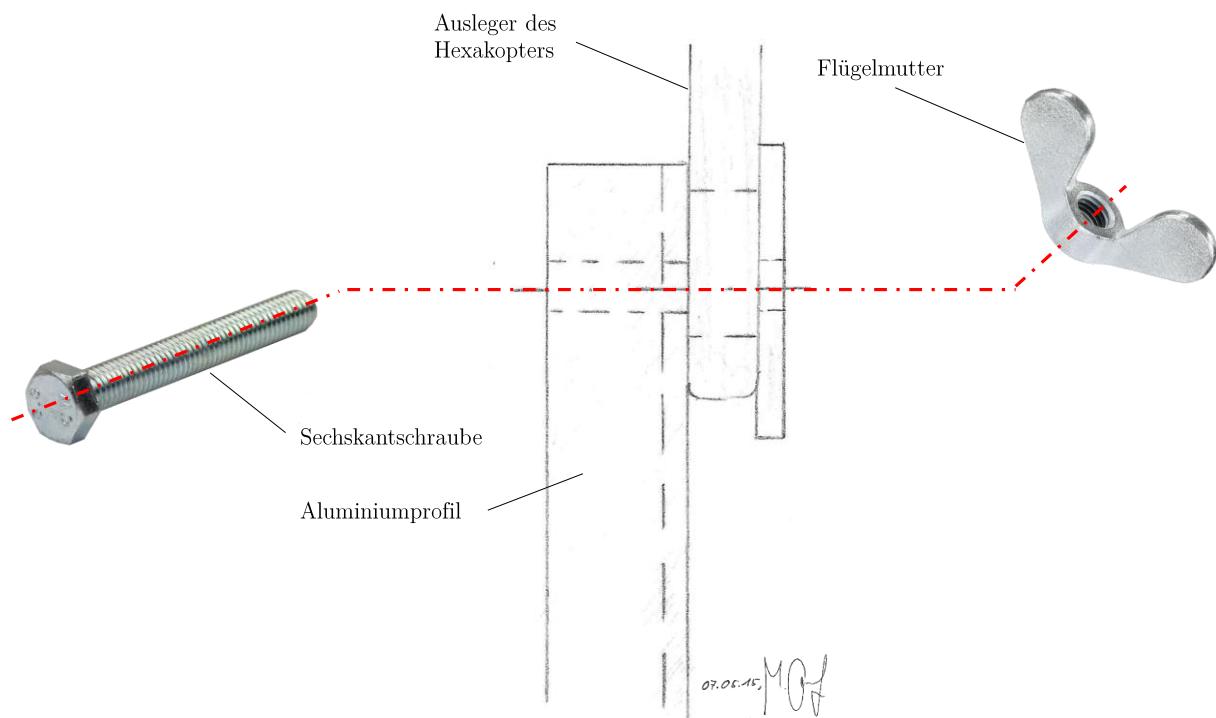


Abbildung 36: Befestigungsprinzip (Handskizze)

Durch die Flügelmuttern ist es möglich, den Hexacopter schnell an den Bodenteststand zu montieren beziehungsweise zu demontieren. Das U-Profil selber wird direkt über einen L-Winkel in die Holzplatte verschraubt. Diese Art der Verankerung gibt es für eine ausreichende Sicherung für jeweils drei Ausleger, die um 120° versetzt sind. Abbildung 37 zeigt die Verankerung an den Bodenteststand.

Für die geforderte Sicherheit während des Testens wurde mit ITEM-Profilen eine Plexiglaswand gebaut. Diese lässt sich über ein Eck des Bodenteststandes stellen und schützt somit Personen vor möglichen abfliegenden Teilen. Das freie offene Eck zeigt dabei entweder auf eine Wand, falls der Bodentest in einem geschlossenen Raum stattfindet oder weg von dem testenden Team.



Abbildung 37: Verankerung am Bodenteststand

8. Anbindung der Payload an den Hexacopter

Damit die Payload entsprechend den Missionszielen auf den Hexacopter integriert werden kann, sind geeignete Haltevorrichtungen zu entwickeln, die eine sichere Anbindung der Payload gewährleisten. Hierzu werden in Vorüberlegungen geeignete Positionen der einzelnen Module bezüglich der Schwerpunktlage und der Verkabelung ermittelt. Anhand der ermittelten Positionen werden im Anschluss Halterungskonzepte entsprechend den Anforderungen konstruiert.

8.1. Sensitivitätsanalyse des Schwerpunkts

Der Schwerpunkt des Hexacopters ist eine Einflussgröße auf die Stabilität, sowie Agilität des Fluggerätes. Je nach der Schwerpunktlage muss das Regelungssystem mehr oder weniger ausgleichen. Wenn das Regelungssystem weniger eingreifen muss, so kann der Hexacopter effektiv mit mehr Leistung betrieben werden. Ein Multicopter wird hierbei immer als offene Regelstrecke angesehen. Erst mit einem aktiven Regelungssystem und folglich einer geschlossenen Regelstrecke kann Stabilität erreicht werden.

Für die genaue Bestimmung des Schwerpunkts sind die drei Koordinaten X, Y, Z eines körperfesten Koordinatensystems ausschlaggebend. Während in der X/Y-Ebene der Schwerpunkt zentral liegen soll, damit keine zusätzlichen Hebelarme und somit Momente auf den Hexacopter wirken, so muss zunächst die optimale Lage in Z-Richtung definiert werden. Als Referenzebene dient hierfür die Propellerebene, in welcher die Auftriebskräfte wirken. Demnach gibt es drei Möglichkeiten für die Z-Position. Zum einen kann der Schwerpunkt unter der Propellerebene und zum anderen darüber liegen. Ebenso kann er sich auch genau auf der Höhe der Propellerebene befinden. Folgende Abbildung 38 zeigt die Wurzelortskurve eines Quadrocopters in Abhängigkeit der Schwerpunktlage zur Propellerebene. Die eingezeichneten Pol- und Nullstellen gelten für eine Höhe $h=-0,007\text{m}$. Der Graph zeigt, dass diese Konstellation aufgrund der positiven Polstelle instabil ist. Des Weiteren ist

erkenntlich, dass die Polstellen auf die im Ursprung liegende Nullstelle bei Erhöhung von h wandern und somit maximal Grenzstabil werden können. Denn bei weiterer Erhöhung wandern alle Polstellen in die positive s-Halbebene, wodurch die Regelstrecke asymptotisch instabil wird.

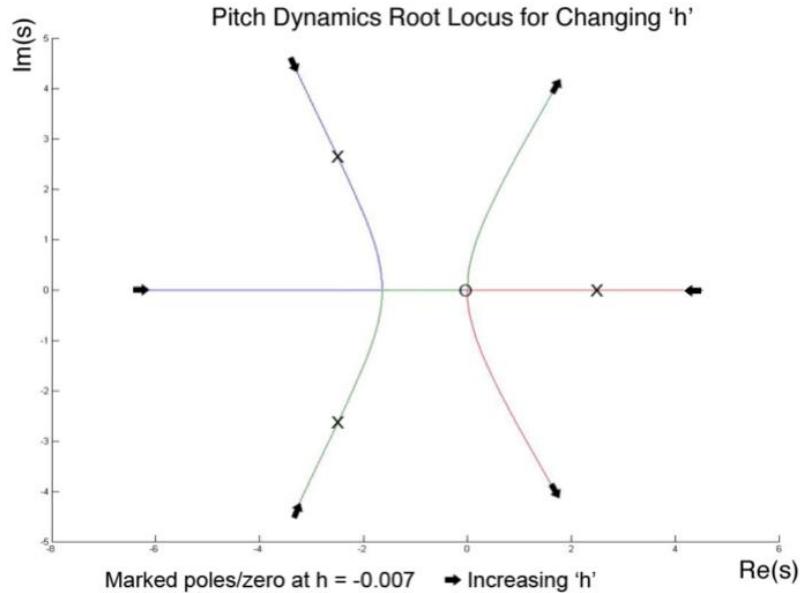


Abbildung 38: Wurzelortskurve eines Quadrocopters in Abhängigkeit der Schwerpunktlage [7]

Betrachtet man zusätzlich noch das Bode-Integral in Abhängigkeit von der wandernden Schwerpunktlage, können weitere Aussagen getroffen werden. In diesem ist der „Waterbed Effect“ ersichtlich. Jener besagt, dass in einer offenen Regelstrecke die Reduktion von Empfindlichkeiten gegenüber Störungen für gewisse Frequenzen eine Erhöhung von Empfindlichkeiten bei anderen Frequenzen nach sich führt. Folglich muss das Bode-Integral möglichst null sein. Abbildung 39 zeigt das Bode-Integral für einen Quadrocopter. Hierbei ist ersichtlich, dass das Bode-Integral nur null wird, wenn auch h null wird. Folglich muss die Schwerpunktlage in Z-Richtung auf der Propellerebene liegen, damit die offene Regelstrecke stabil wird [7].

Die Erkenntnisse des Quadrocopters lassen sich auf den Hexacopter übertragen, da sich lediglich die Bewegungsgleichungen um die zwei zusätzlichen Rotoren bei dem Hexacopter erweitern. Dadurch ändert sich aber nichts an der Stabilitätsaussage.

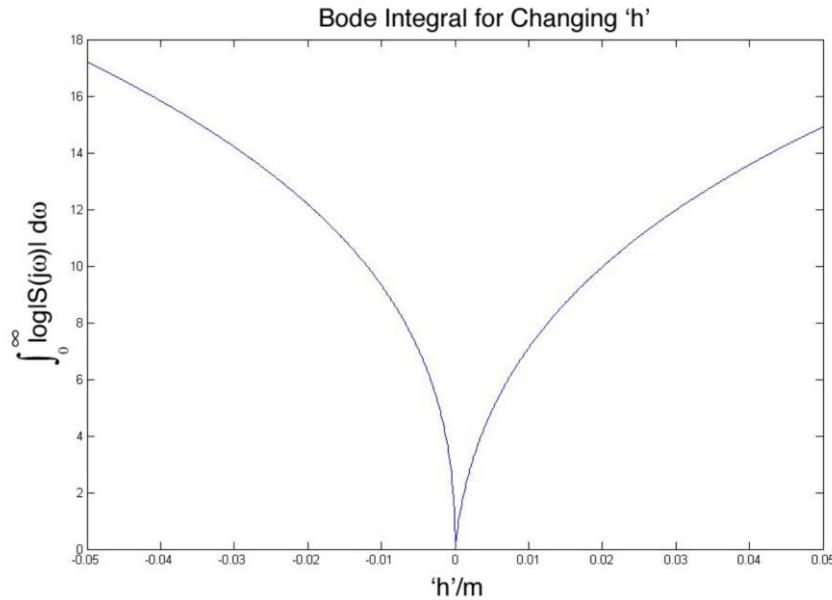


Abbildung 39: Bode-Integral eines Quadrocopters in Abhängigkeit der Schwerpunktlage [7]

8.2. Anforderungen

Aus obigen Analysen ist bekannt, dass die Lage des Schwerpunktes entscheidend für die Agilität und die Stabilität der Drohne ist. Eine optimale Schwerpunktlage ist demnach mittig und auf Höhe der Propellerebene, wobei sich die Schwerpunktlage mit der Positionierung der Payload beeinflussen lässt. Deshalb muss bei der konstruktiven Umsetzung der Halterungskonzepte die Schwerpunktlage berücksichtigt werden.

Einen weiterhin großen Einfluss auf die optimale Positionierung der Payload hat die Verkabelung. Bezuglich der Verkabelung ist dabei zu berücksichtigen, dass die Payload gemäß der vorgesehenen Architektur verkabelt werden kann, sowie dass die Verkabelung gegen verrutschen gesichert ist.

Zudem muss zu jedem Flugzustand eine sichere Anbindung der Payload gewährleistet werden, denn ein Lösen der Anbindung gefährdet zum einen die Mission und zum anderen das Fluggerät an sich, welches dadurch zum Absturz gebracht werden kann. Dies impliziert auch das Standhalten der im Flug auftretenden Lasten, die auf die Haltevorrichtungen wirken. Neben den Lasten im Flug müssen sämtliche Haltevorrichtungen den Umgang mit dem Fluggerät am Boden bspw. beim Zusammenbau von jenem standhalten.

Grundsätzlich sollen alle Anbindungen der Payload an die Halterung sowie die Anbindungen der Halterungen an den Hexacopter lösbar sein. Dadurch kann flexibel auf einen Wechsel der Payload reagiert werden. Besonders der Akku soll schnell gewechselt werden können, damit während der Flugversuche wenig Zeit durch den Austausch eines entladenen Akkus entsteht.

Eine weitere Anforderung an die Haltervorrichtungen ist das möglichst geringe Gewicht, sodass ein optimales Nutzlast-Gewichts-Verhältnis entsteht.

Zusammengefasst ergibt sich für die Halterungskonstruktionen folgender Anforderungskatalog:

- Optimale Lage des Schwerpunktes
- Sichere Anbindung der Payload und deren Verkabelung
- Standhalten der Lasten
- Lösbare Anbindung der Payload an die Halterung
- Lösbare Anbindung der Halterung an den Hexacopter
- Schneller Akkuwechsel
- Leichtbau
- Adäquate Verkabelung der Module

8.3. Konstruktive Vorüberlegungen

Zunächst wird eine grundsätzliche Bauraumanalyse anhand des bestehenden Hexacopters durchgeführt. Aus dieser Bauraumanalyse entsteht eine grobe Positionierung der Bauteile, wobei geklärt wird, welches Modul in welchem Bereich des Hexacopters untergebracht werden muss. Anschließend erfolgt eine genauere Positionierung der einzelnen Module anhand empirischer Untersuchungen bzgl. der Verkabelung am aufgebauten Hexacopter. Die Feinjustierung wird im CAD-Modell vorgenommen.

Im Mittelteil, zwischen den beiden Grundplatten des Hexacopter ist keine Unterbringung der Payload möglich, da hier kein Bauraum durch die Verkabelung der Motorregler zu Verfügung steht. Folglich bestehen lediglich zwei mögliche Bereiche am Hexacopter, an denen Payload vorgesehen werden kann. Diese befinden sich auf der oberen und unter der unteren Grundplatte, siehe Abbildung 40.

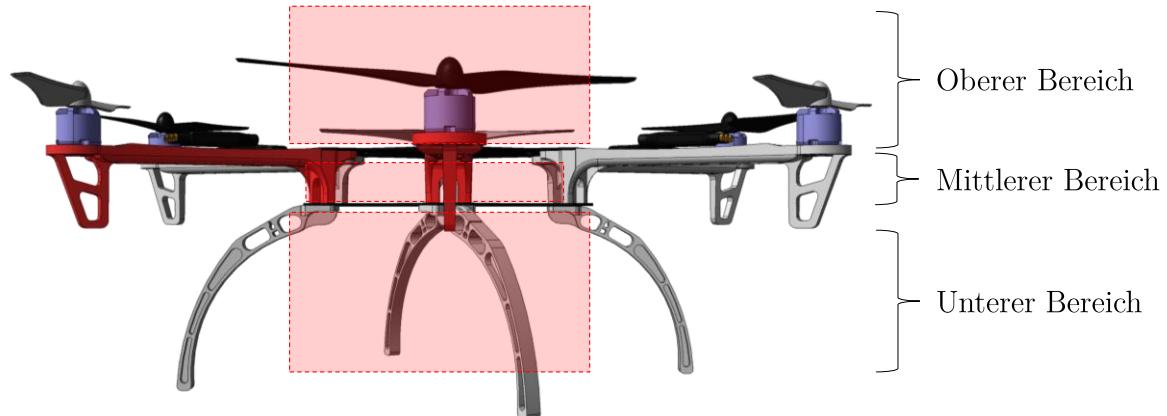


Abbildung 40: Bauraumanalyse

Da der Schwerpunkt in der Konfiguration ohne Payload sehr weit unten liegt, ist offensichtlich, dass die beste Positionierung der Payload auf der oberen Grundplatte ist. Dabei muss beachtet werden, dass das Sonar, die Webcam und das Gimbal jeweils direkten Blick auf den Erdboden bzw. die Zielobjekte haben sollen. Deshalb müssen diese Module auf der Unterseite angebracht werden.

Daraus ergibt sich, dass folgende Verteilung der Payload-Module:

Tabelle 18: Einteilung der Module

Oberer Bereich:	Unterer Bereich:
Akku EVO 4000 mAh	Gimbal
Arducopter	Webcam
GPS-Modul	Sonar
USB-Hub	
Fernsteuerungsempfänger	
W-LAN Antenne	
BeagleBone	

Die Feinjustierung dieser Bauteile in ihrer Ausrichtung erfolgt über das CAD-Modell. In diesem kann durch die vorig erzeugten und zugeordneten generischen Materialien gemäß (3.1) der Schwerpunkt des Zusammenbaus laufend ermittelt werden, so dass sich iterativ eine optimale Payload-Konfiguration herauskristallisiert. Die finale Anordnung ist in Abbildung 41 dargestellt.

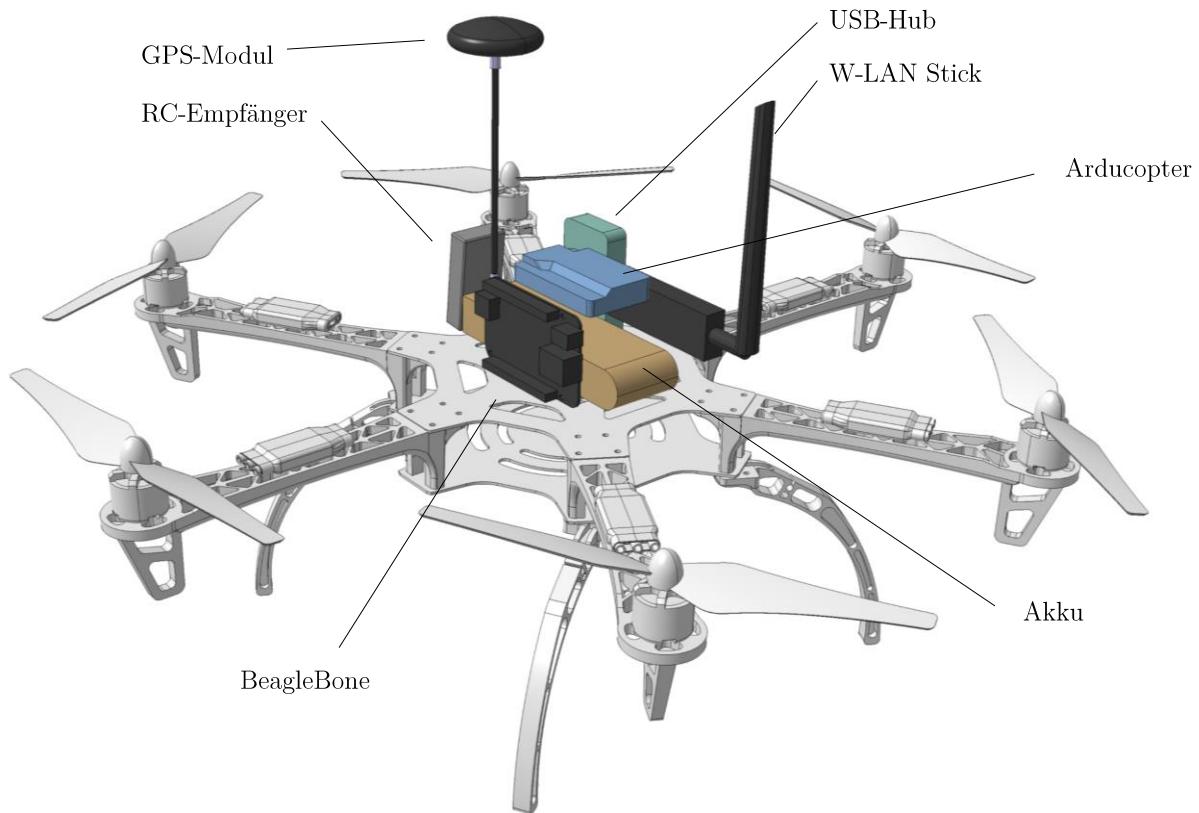


Abbildung 41: Finale Anordnung der Payload

Gemäß der obigen Aufteilung der Module in die Bereiche des Hexacopter werden die Bauteile im oberen Bereich mit einem Halterungskonzept bestehend aus einer Halterung an den Hexacopter befestigt. Diese Halterung soll aus Kunststoff bestehen, um den Anforderungen des Leichtbaus gerecht zu werden und mittels einem 3D-Druckverfahrens gefertigt werden.

Durch die Verwendung dieses Herstellungsverfahren ist es möglich komplexe Geometrien günstig in geringen Stückzahlen zu erzeugen und eine Halterung „um die Payload herum“ gemäß Abbildung 41 zu konstruieren. Die Umsetzung dieses Halterungskonzepts ist in Kapitel 8.4 ausführlich beschrieben.

Die Nutzlast im unteren Bereich des Hexacopters soll der Einfachheit halber und aus Zeitgründen nicht über 3D-Druck-Halterungen befestigt werden. Hier kommen im Modellbau übliche Kaufteile zum Einsatz, die das Sonar und die Webcam an den Hexacopter befestigen. Das Gimbal bleibt zu diesem Entwicklungsstatus außen vor, da es nicht vorgesehen und notwendig ist, um die Missionsziele zu erreichen.

Für das Sonar gibt es ohne weitere Bearbeitung der Grundplatte keine geeigneten Anbindungs-punkte, über die das Sonar an den Hexacopter befestigt werden kann. Auch eine geeignete Klebefläche ist am Sonar nicht vorhanden. Zudem kann nicht ausgeschlossen werden, dass das Klebeband bei der Entfernung das Sonar beschädigt. Deshalb soll eine schützende Architektur um das Sonar gebaut werden, mit welcher es möglich ist das Sonar an die Grundplatte zu befestigen.

Es wird folgendes Konzept erarbeitet:

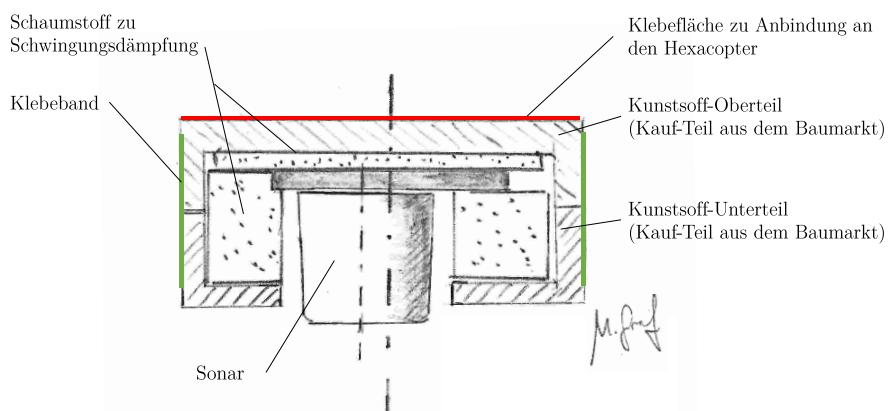


Abbildung 42: Haltekonzept Sonar (Handskizze)

Für die Befestigung der Webcam wird eine Kabelbinderkonstruktion vorgesehen, wofür die Löcher an der unteren Grundplatte genutzt werden.

8.4. Payload-Halterung im oberen Bereich

Das Halterungskonzept im oberen Bereich, welches die Anbindung für die meisten Module am Hexacopter ist, basiert auf der Idee ein hochintegratives Bauteil mittels eines 3D-Druckers herzustellen.

Grundsätzlich eignen sich 3D-Druck-Verfahren im Allgemeinen besonders für die Fertigung von Prototypen, da die Erstellung eines teuren Werkzeugs nicht notwendig ist und hier ohne großen Kostenaufwand Einzelteile in geringen Stückzahlen hergestellt werden können. Hierbei spritzt eine Düse Thermoplast schichtweise entlang der Bauteilkontur übereinander, wobei unterschiedliche Kunststoffe mit unterschiedlichen Eigenschaften zum Einsatz kommen können. Über Stüt-

Geometrien ist es überdies möglich Bauteil-Hinterschnitte und Überhänge zu erzeugen, sodass komplexe Geometrien hergestellt werden können.

Vor diesem Hintergrund wird ein erster Entwurf der Halterung im CAD erstellt, welcher sich durch viele Aussparungen und Versteifungsmaßnahmen auszeichnet. Dabei integriert die Halterung alle Funktionen in einem Bauteil. Es sei jedoch angemerkt, dass zu diesem Entwicklungsstatus noch nicht alle Module vorlagen, weshalb die Konstruktion dieses Konzepts nicht vollständig abgeschlossen ist.

Die Halterung wird über die vorhandenen Schrauben-Verbindungen an die obere Grundplatte des Hexacopters befestigt. Dabei besitzt sie keine flächige Auflage um Vibrationen zu vermeiden, die durch Interaktion zwischen Grundplatte und Halterung entstehen können. Zudem ist für die Befestigung des Akkus eine Anbindung für einen Klettverschluss vorgesehen. Die weiteren Anbindungspunkte der unterschiedlichen Module sind aus Abbildung 43 zu entnehmen.

Um die Kosten der Herstellung besser abschätzen zu können, die Machbarkeit zu prüfen und um die Kapazität des Herstellers abzufragen, wurde zu diesem Konzept bereits ein Angebot von der Firma pro3D GmbH & Co.KG eingeholt. Aus Zeitgründen wurde jedoch als Drucker jener gewählt, der Vorort in der Hochschule vorhanden ist. Hierbei handelt es sich um das Modell Ultimaker^{2®}.

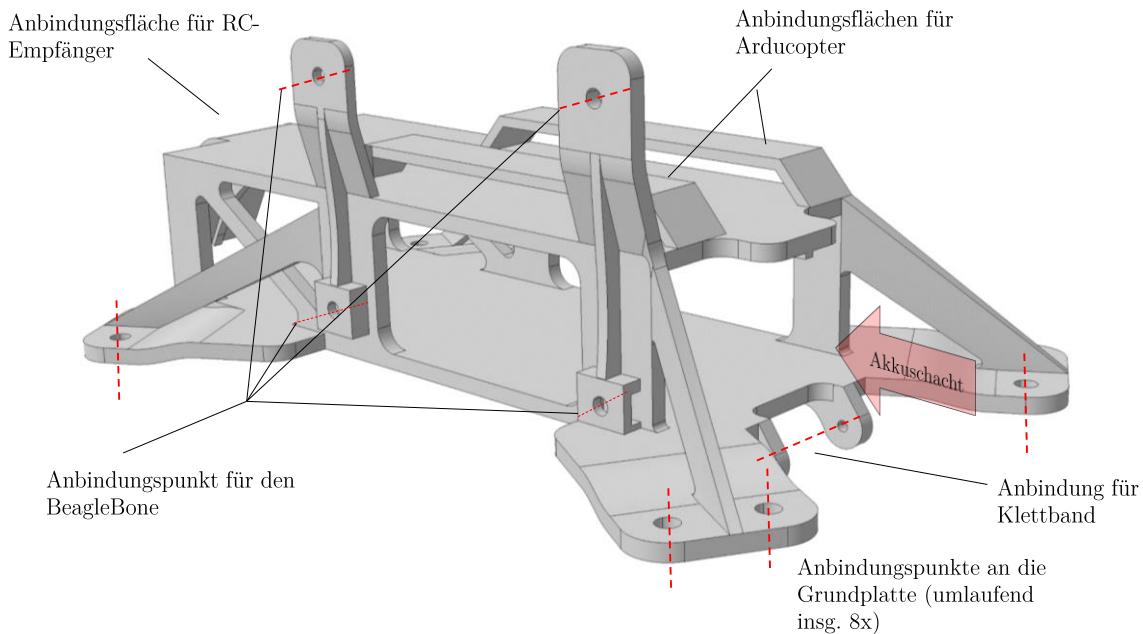


Abbildung 43: Erstes Halterungskonzept

Dieser Drucker wurde von den Studenten Joschua Eisele und Svenja Reisch im Rahmen ihrer Studienarbeit in Betrieb genommen, sowie optimale Druckparameter definiert. Des Weiteren empfehlen sie bei der Verwendung des Ultimaker^{2®} Überhänge zu vermeiden, da die Druckqualität dadurch sehr schlecht wird [9].

Aus diesem Grund muss das erste Halterungskonzept nochmals überarbeitet werden. Denn bei diesem Entwurf ist die Annahme getroffen worden, dass Überhänge herstellbar sind. Deshalb wird auf Grundlage des ersten Halterungskonzepts eine neue Halterung entworfen, die mit dem Drucker der Hochschule in guter Qualität druckbar ist:

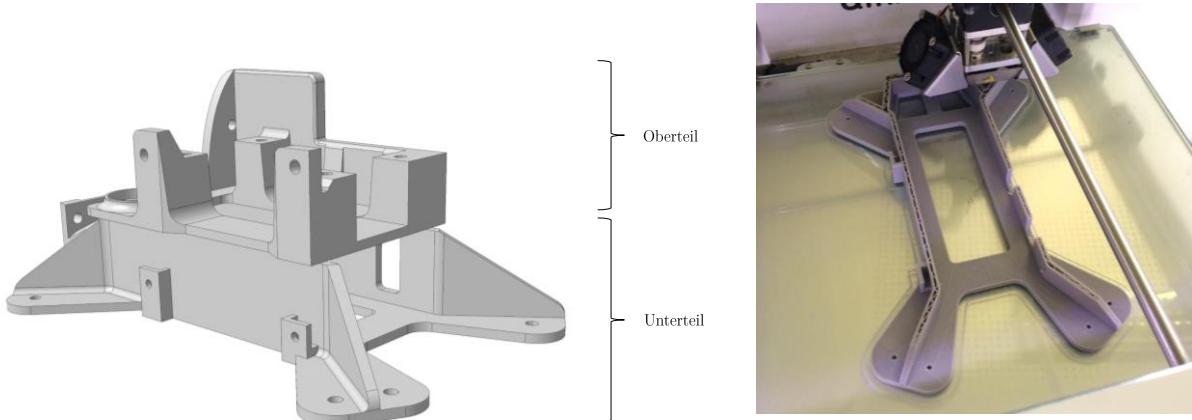


Abbildung 44: Zweites Halterungskonzept

Abbildung 45: Druck des zweiten Halterungskonzepts

Dieses besteht aus zwei Teilen, welche in einem separaten Herstellungsschritt mit Modellbaukleber zusammengeklebt werden, siehe Abbildung 44. Zusätzlich wurde eine flächige Auflage umgesetzt. Durch diese Maßnahmen werden die bisherigen Überhänge vermieden und der Druck kann die Halterung von unten nach oben aufbauen. Gleichzeitig wurde mit Umsetzung dieses Konzepts die Halterung um die Anbindungsflächen der noch fehlenden Module erweitert. Zudem müssen bei dieser Variante die Löcher spanend nachbearbeitet werden, weil sie für den Druck kleiner konstruiert wurden. Hier bestand die Annahme, dass der Druck auch die Löcher nicht in ausreichender Qualität und Präzision herstellen kann.

Mit den Erfahrungen des ersten Drucks (Abbildung 45) und der Implementierung der ersten Halterung auf dem Hexacopter wurde dieses Halterungskonzept noch einmal verbessert. Diese verbesserte Variante bildet die finale Halterung für die Payload im oberen Bereich.

Hierbei wurde eine Rippe modifiziert, die eine Stecker-Verbindung des BeagleBones verdeckt hat und die Aussparungen am Steg im Bereich der USB-Hub-Anbindung wurden verkleinert, so dass dieser eine höhere Stabilität aufweist. Weiterhin wurden die Bohrungen auf Nennmaß gedruckt, denn die Erfahrungen vom ersten Druck zeigten, dass trotz der Bedenken bzgl. Überhängen, Löcher in guter Qualität gedruckt werden.

Des Weiteren wurden zu Erleichterung der Montage Funktionsflächen angebracht, um die beiden Teile beim Kleben daran auszurichten. Dadurch wird gewährleistet, dass die Löcher der Halterung mit

den Löchern des BeagleBones fluchten. In einer letzten Maßnahme wurde die Anbindung des GPS-Moduls angepasst, so dass dieses gegen verdrehen bei der Montage abgesichert ist.

Die finale Halterung mit den Verbesserungsmaßnahmen ist in Abbildung 46 dargestellt und die Montageanleitung für die Halterung sowie die Payload-Module sind in Anhang 3 enthalten.

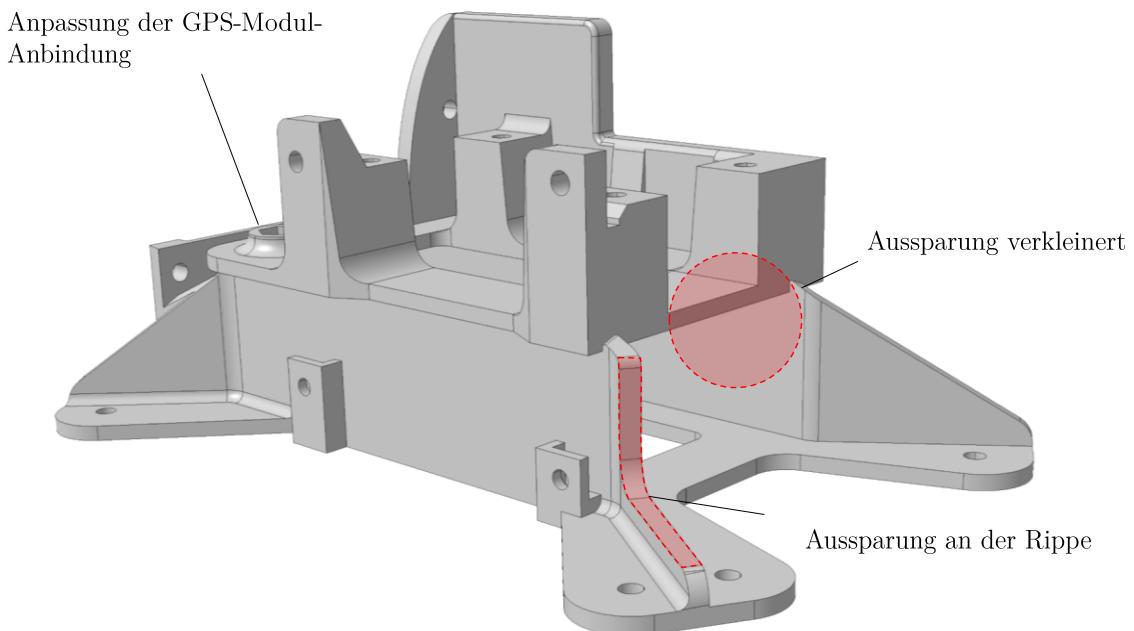


Abbildung 46: Finales Halterungskonzept

9. Analysen am CAD-Modell

In diesem Kapitel werden verschiedene Analysen aufgezeigt, die durch den Aufbau des CAD-Modells gemacht werden können. Durch die Anpassung der Dichte der einzelnen Bauteile ist es zum Beispiel möglich mechanische Kennwerte wie Trägheitsmomente und die Schwerpunktlage des Hexacopters zu ermitteln. Weiterhin können Bauraumanalysen durchgeführt und neue Bauteile dadurch leichter strukturell integriert werden.

Eine weitere Möglichkeit sind Blickwinkelanalysen bzgl. der Kamera, welche u.a. in diesem Kapitel beispielhaft gezeigt werden.

9.1. Trägheitsmomente

Über den Befehl «Measure Inertia» in der Assembly Design Umgebung von Catia V5® ist es möglich verschiedene mechanische Kennwerte des Gesamt-Modells oder Teilmodellen zu ermitteln. Hierzu gehören auch die Trägheitsmomente des Hexacopters. Für die Konfiguration, wie in Abbildung 47 dargestellt ergibt sich der Trägheitstensor zu:

$$I = \begin{pmatrix} 0,029 & -8,573 \cdot 10^{-5} & -3,677 \cdot 10^{-4} \\ -8,573 \cdot 10^{-5} & 0,03 & -1,785 \cdot 10^{-5} \\ -3,677 \cdot 10^{-4} & -1,785 \cdot 10^{-5} & 0,053 \end{pmatrix} [kg\ m^2]$$



Abbildung 47: Konfiguration bei der Bestimmung des Trägheitstensors

9.2. Schwerpunktbestimmung

Die Lage des Schwerpunktes hat besondere Relevanz bei der Konstruktion von Haltevorrichtungen oder der Positionierung neuer Payload. Hierbei ist es notwendig die Position des Schwerpunkts zu kennen, damit neue Strukturauteile ausgelegt werden können, die die Payload auf den Hexacopter integrieren.

Die Schwerpunktlage kann ebenfalls über den Befehl «Measure Inertia» ausgewertet werden. Aus Abbildung 48 und Abbildung 49 erkennt man die Ergebnisse dieser Analyse. Zudem ist die Konfiguration dargestellt, von welcher der Schwerpunkt berechnet wurde.

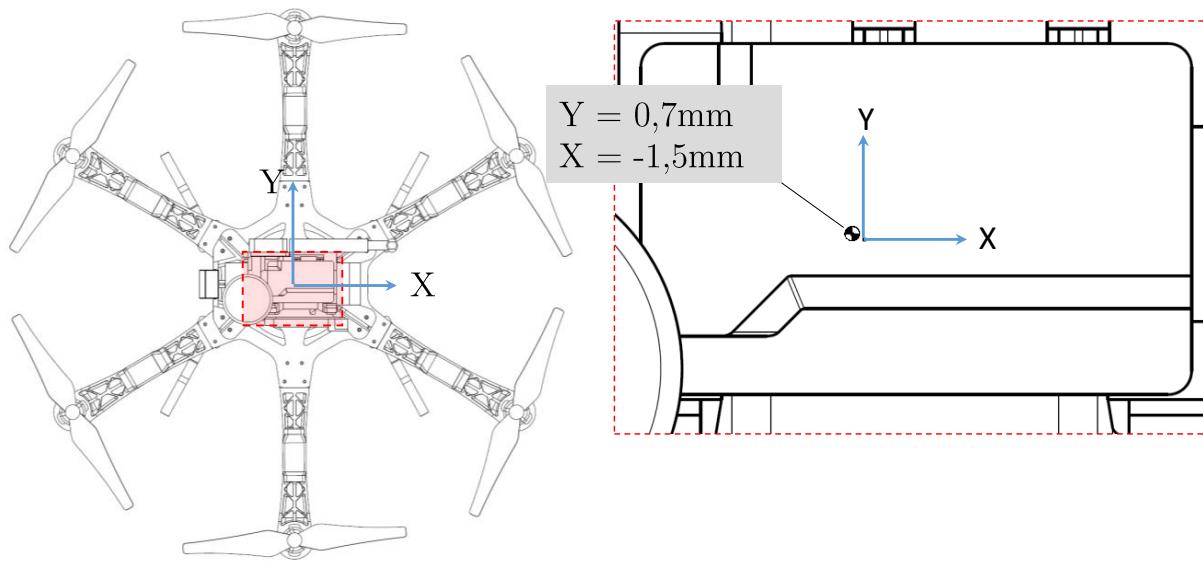


Abbildung 48: Schwerpunktanalyse, YX-Ebene

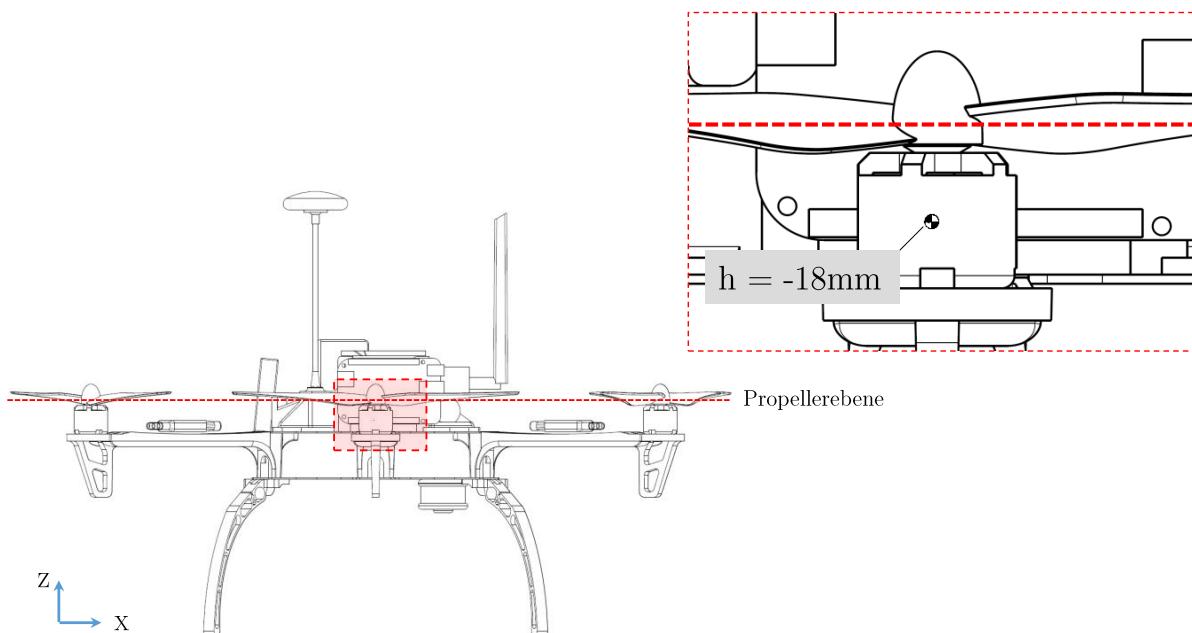


Abbildung 49: Schwerpunktanalyse, ZX-Ebene

9.3. Blickwinkeluntersuchungen

Die Blickwinkeluntersuchung erfolgt in dem man den Blickwinkel der Kamera als flächenbasiertes Modell in den Zusammenbau implementiert. Mithilfe dieses „Trichters“ ist es nun möglich verschiedene Kamerapositionen darauf zu testen, ob Bauteile des Hexacopters im Sichtwinkel liegen.

In Abbildung 50 sind beispielhaft verschiedene Kamerapositionen dargestellt.

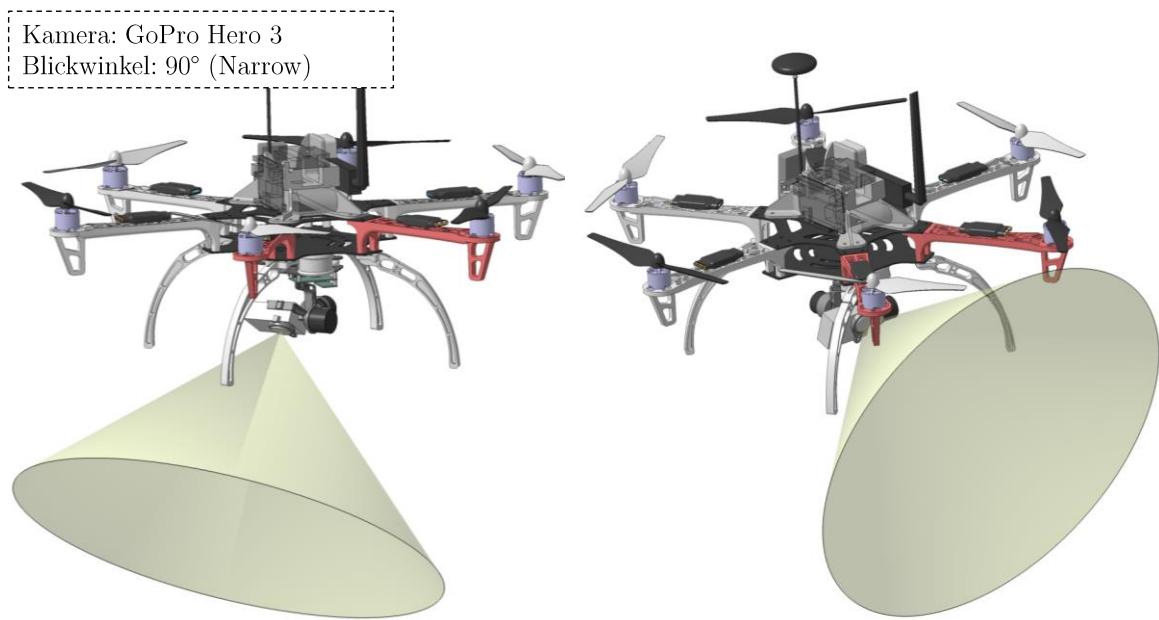


Abbildung 50: Blickwinkelanalyse

10. Ausblick

Im Rahmen der Studienarbeit des Teams „Structural Integration“ wurden die Hexacopter „ANNA“ und „BORIS“ aufgebaut, in CAD Modelle übertragen, sowie mit einer Payload-Halterung erweitert. Darüber hinaus wurden anhand einer ermittelten Motorkennlinie Flugleistungsdaten bestimmt und die optimale Schwerpunktlage analysiert.

Die durchgeführten Flugversuche haben gezeigt, dass die momentane Antriebsleistung für ein Abfluggewicht von maximal 2kg ausreicht. Hier gilt es die Antriebsleistung zu erhöhen, sodass mehr Payload mitgenommen werden kann und die UAVs im Allgemeinen agiler und besser steuerbar werden. Für eine Leistungssteigerung lassen sich die Regler, Motoren und Propeller ersetzen. Die besseren Regler-Motor-Einheiten benötigen hierbei einen mit vier Spannungszellen ausgestatteten Akku. Der Propeller kann für mehr Leistung entweder mit einer größeren Spannweite oder einer steileren Propellersteigung gewählt werden. Hierbei ist jedoch zu beachten, dass durch die momentane Auslegerlänge, die Spannweite begrenzt ist und bei einer Erhöhung der Propellersteigung der Gesamtwirkungsgrad des Propellers geringer wird. Das Material ist ein weiterer Faktor, der die Leistung beeinflusst. Mit Propellern aus Faserverbundwerkstoffen kann ebenso mehr Leistung aufgrund der höheren Steifigkeit und dadurch geringeren Verwindung erreicht werden. Mögliche Hersteller und Modelle von Reglern, Motoren und Propellern sind dem Anhang 4 zu entnehmen.

Neben der Leistungssteigerung sollten auch die Flugleistungsdaten des Hexacopters in Missionen praktisch ermittelt werden. Mit genaueren Kenntnissen über die Fluggeschwindigkeiten und Flugdauer lassen sich zukünftige Missionen besser planen. Darüber hinaus lässt sich der Hexacopter jeweils zur Mission optimal ausstatten und die Steuerbarkeit und Manövrierfähigkeit in Abhängigkeit der Abflugmasse wird bestimmbar.

Zudem lässt sich das Design der Payload-Halterung mit Schnapphaken erweitern. Die Schnapphaken haben dabei mehrere Vorteile. Sie bieten bei ausreichendem Halt ein schnelleres Wechseln der Payload als Schraubverbindungen. Des Weiteren reduzieren sie das Gewicht, weil keine Fügeteile benötigt werden. Hierbei wird eine Kooperation mit der Firma pro3D Druck empfohlen, da sich diese mit der Fertigung der Schnapphaken auskennt, sowie bessere und mehr Möglichkeiten bei einem 3D Druck gegenüber der hauseigenen Anlage bietet.

Außerdem kann durch Optimierungen der benötigten Kabellängen viel Gewicht eingespart werden. Zurzeit kommt die gesamte Verkabelung auf ein Gewicht von ungefähr 250g. Dabei sind aber viele Kabel viel zu lang gewählt und müssen oft mit mehreren Kabelbindern fixiert werden. Werden die Kabellängen auf ihren Bedarf hin optimiert, so kann viel Gewicht reduziert werden.

Zu guter Letzt hat sich gezeigt, dass eine sichere und geeignete Transportbox für die beiden Hexacopter wünschenswert ist. Durch den Außeneinsatz werden die Fluggeräte immer zum Abflugplatz transportiert werden müssen. Hierbei ist eine geeignete Box ein Schutz gegen Beschädigungen für die Hexacopter und erleichtert Transportweg.

11. Literaturverzeichnis

- [1] Finding Dulcinea (2011): „Balloons Over Venice“[Online], Finding Dulcinea – Librarian of the Internet, <http://www.findingdulcinea.com/news/on-this-day/July-August-08/On-this-Day--Austria-Rains-Balloon-Bombs-on-Venice.html> [Zugriff am 28 06 2015]
- [2] James Carroll (2013): „UAVs guide students around MIT campus“, Vision System Design, <http://www.vision-systems.com/articles/2013/10/uavs-guide-students-around-mit-campus.html> [Zugriff am 28 06 2015]
- [3] James Carrol (2013): „U.S. Coast Guard makes first drug bust using UAVs“, Vision System Design, <http://www.vision-systems.com/articles/2013/07/u-s-coast-guard-makes-first-drug-bust-using-uavs.html> [Zugriff am 28 06 2015]
- [4] Amazon (2015): „Amazon Prime Air“, Amazon, <http://www.amazon.com/b?ie=UTF8&node=8037720011> [Zugriff am 28 06 2015]
- [5] Ronald List (2015): „CATIA V5 – Grundkurs für Maschinenbauer“, Springer Vieweg, Wiesbaden
- [6] Autor unbekannt(2010): „Der Helikopter im Schwebeflug“, http://www.hubschrauber.li/sogehts/aerodynamik/mi_aer_sch.htm [Zugriff am 03.04.2015]
- [7] DJI Innovations (2012): „FlameWheel550 User Manual“, Version 1.9, 2013.03.13 Revision
- [8] P. Pounds, et al (2006): „Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot“, Australian National University, Brisbane
- [9] Joschua Eisele, Svenja Reisch (2015): „Inbetriebnahme und Optimierung eines 3D-CAD Druckers“, DHBW Ravensburg Campus Friedrichshafen, Friedrichshafen

- [10] Europa Lehrmittel (2008): „Tabellenbuch Metall“, Europa Lehrmittel Verlag, Haan-Gruiten

12. Anhang

Anhang 1. Gewichte der Einzelteile

Tabelle 19: Gewichte der Einzelteile: Flame Wheel

Bezeichnung	Anzahl	Gewicht pro Stück [g]
Ausleger (rot)	2	54,5
Ausleger (weiß)	4	54,25
Landegestellbein	4	17,25
Grundplatte Oben	1	76
Grundplatte unten	1	81
Propeller CW	3	11,67
Propeller CCW	3	12
Regler	6	27,17
Elektromotormotor	6	54
Power Modul	1	24
Schraube M3x8	24	0,46
Schraube M2,5x5	36	0,31
		$\Sigma 1156,23$

Tabelle 20: Gewichte der Einzelteile: Sensorik, Payload und Akkumulatoren

Bezeichnung	Anzahl	Gewicht pro Stück [g]
Arducopter	1	32
GPS-Modul	1	34
Beaglebone	1	39
USB-Hub	1	29
WLAN-Stick	1	46
Sonar	1	26
RC-Empfänger	1	27
AKKU LiPo-4000	1	352
PropGuard weiß	4	26
PropGuard rot	2	27
3D-Druck Halterung (inkl. Schüttware)	1	94
		Σ 837

Tabelle 21: Gewichte der Einzelteile: Anderes

Gimbal (ohne Halterhaken)	1	258
Gimbal (gesamt)	1 Set	266
GoPro-Kamera	1	74
AKKU LiPo-1600	1	145
Verbindungskabel (Stand 12.06.15)		246,8

Abflugmasse ANNA: 2,24kg (3D-Druck Halterung + WebCam)

Abflugmasse BORIS: 2,1kg (Papphalterung / ohne WebCam)

Anhang 2. Angebot von Pro3D zu Herstellung des ersten Halterungskonzepts

Ansprechpartner:

Tobias Maas

pro3D GmbH & Co. KG

Tettnanger Str. 370

88214 Ravensburg

E-Mail: info@pro3D.biz

Internet: www.pro3D.biz

Tel.: +49 (0) 751 76 96 179 - 1

Ravensburg, 29.05.2015

Angebot:

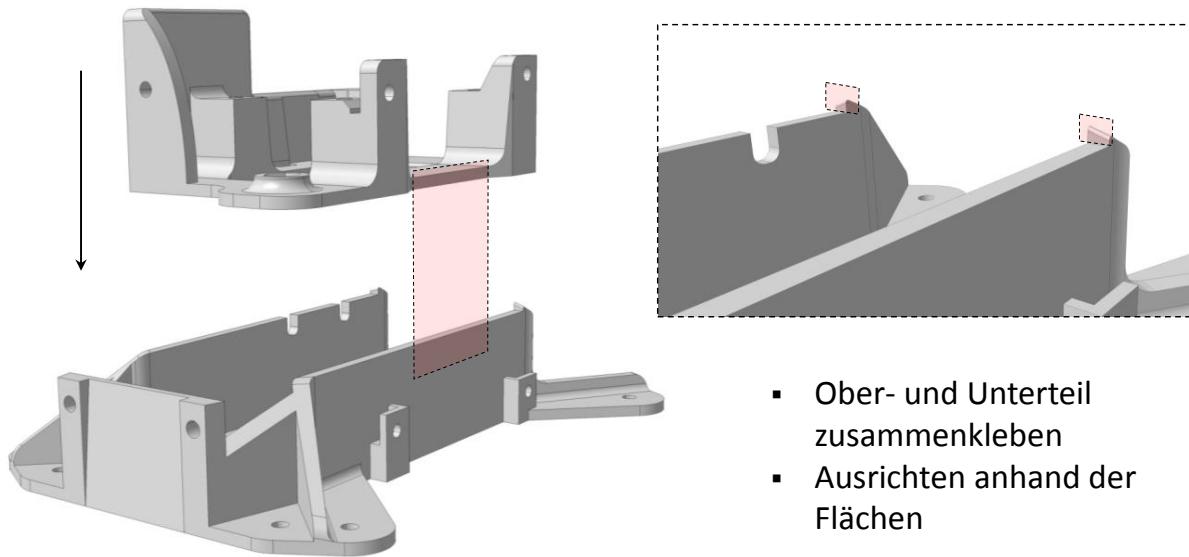
Sehr geehrte Damen und Herren,

wir freuen uns Ihnen folgendes Angebot unterbreiten zu dürfen:

Pos.	Anzahl	Einheit	Artikelnr.	Bezeichnung	Einzelpreis	Gesamtpreis
1	0	h		Konstruktion	75,00 €	0,00 €
2	1	Stk.		3D Druck ABSplus schwarz	97,20 €	97,20 €
3	1	€		Verpackung & Versand	6,50 €	6,50 €
Summe						103,70 €
Mehrwertsteuer 19% auf				103,70 €		19,70 €
Zu zahlender Betrag						123,40 €

Mit freundlichen Grüßen

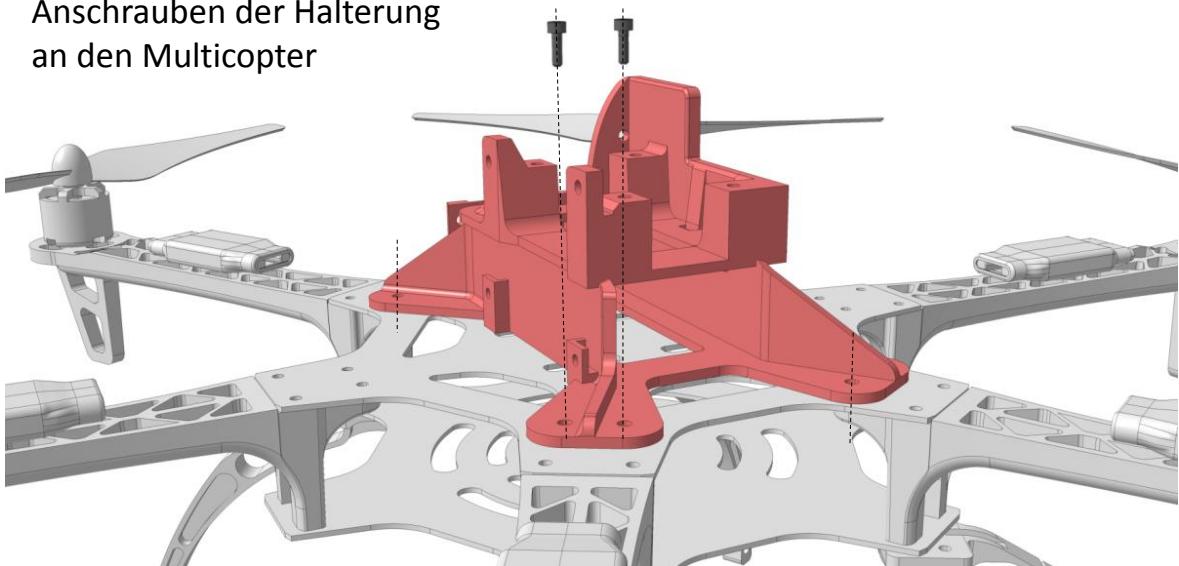
Tobias Maas
Geschäftsführer

Anhang 3. Montageanleitung der Payload-Halterung im oberen Bereich**Schritt 1**

- Ober- und Unterteil zusammenkleben
- Ausrichten anhand der Flächen

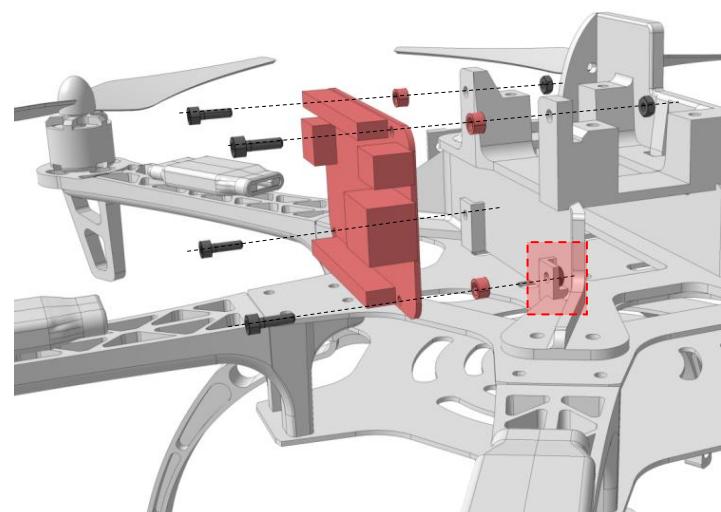
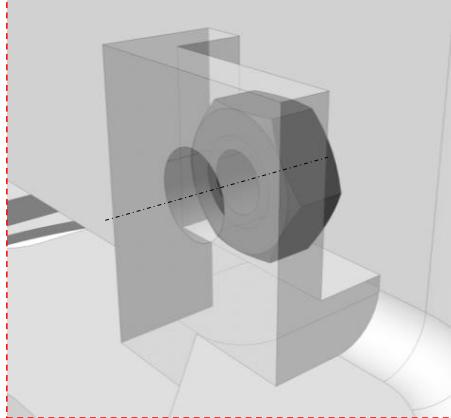
Schritt 2

- Anschrauben der Halterung an den Multicopter



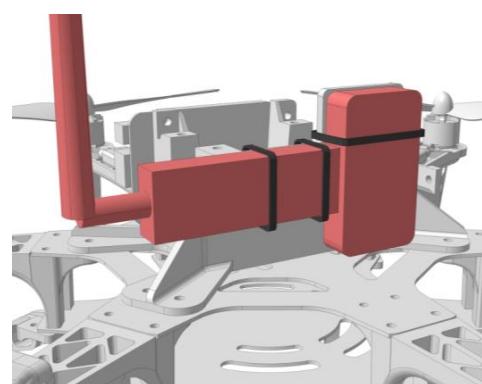
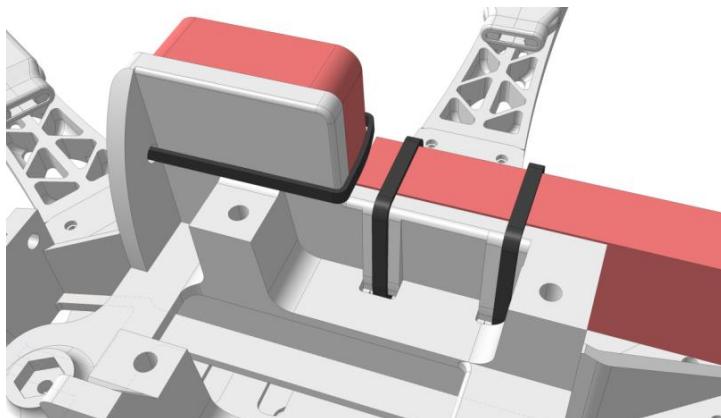
Schritt 3

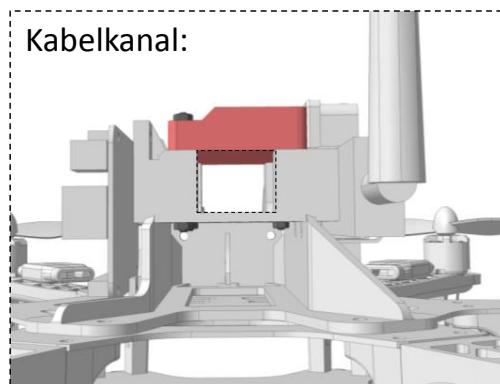
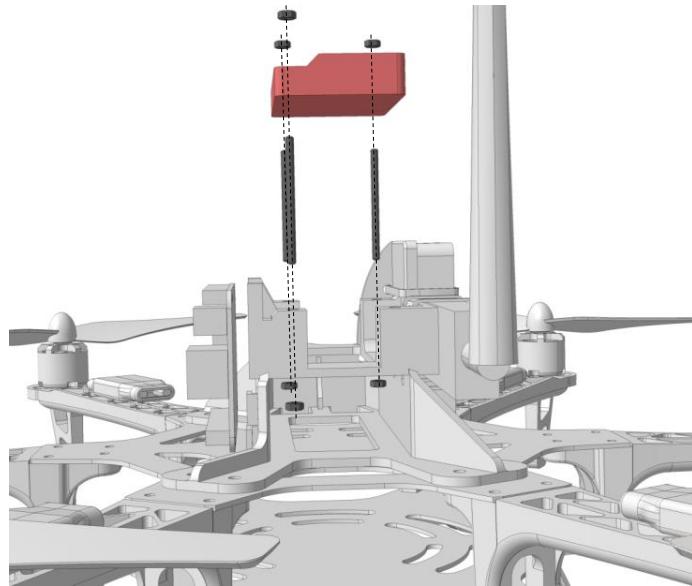
- Anschrauben des BeagleBones



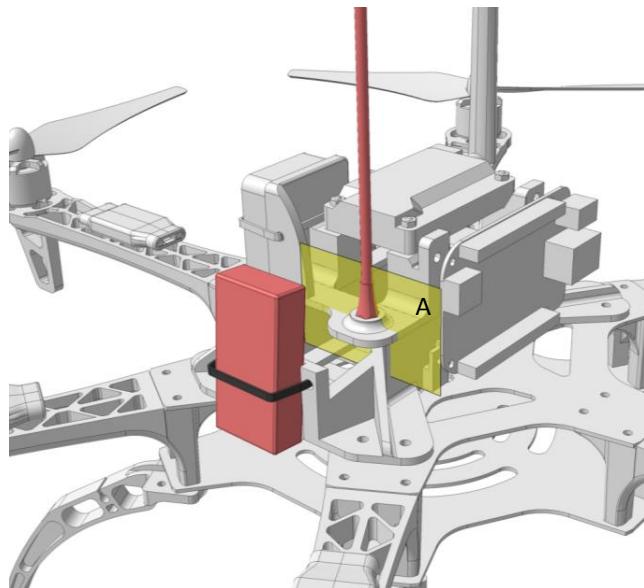
Schritt 4

- Anbinden des WLAN-Sticks und des USB-Hubs mittels Kabelbinder

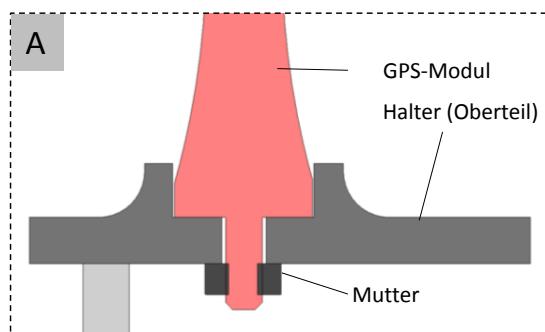


Schritt 5

- Vorbearbeitung des APMS
- Anbinden des APMS mittels Gewindestange

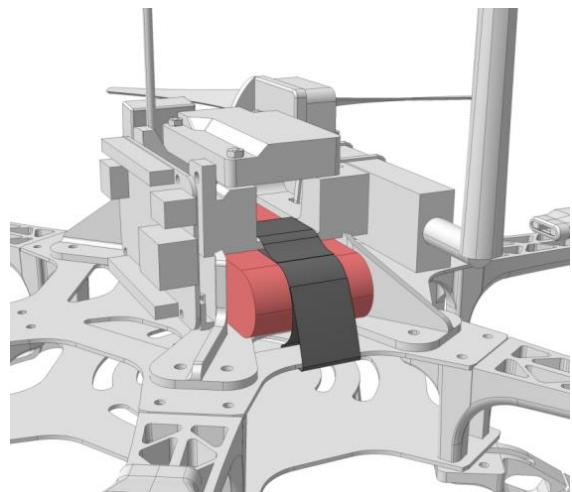
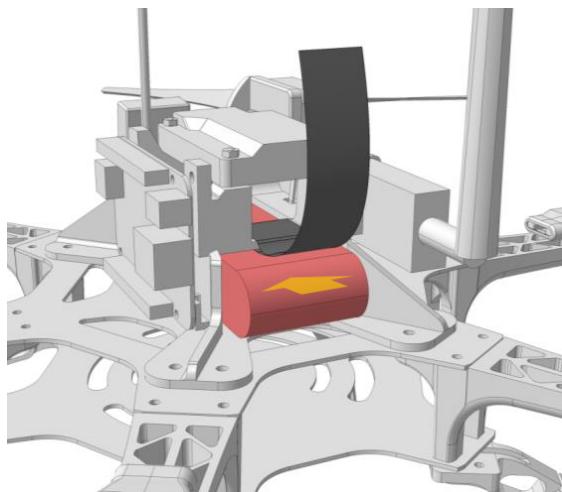
Schritt 6 und 7

- Anschrauben des GPS-Moduls
- Anbinden des RC-Empfängers mittels Kabelbinder



Schritt 8 und 9

- Klettverschluss befestigen
- Akku einsetzen und sichern



Anhang 4. Hersteller und Modelle von Motoren, Regler und Propellern

Motoren

Hacker A20-12XL

<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=97800010&t=3&c=16&p=16>

Backmount

http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker_e&SessionId=&a=article&ProdNr=15716000&t=3&c=859&p=859

Regler

30A

<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=19714030&t=6547&c=6551&p=6551>

40A

<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=19714040&t=6547&c=6551&p=6551>

Propeller

10 X 5

<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=34100050&t=6547&c=7040&p=7040>

10 X 4.5 APC CW

<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=28810450&t=6547&c=7041&p=7041>

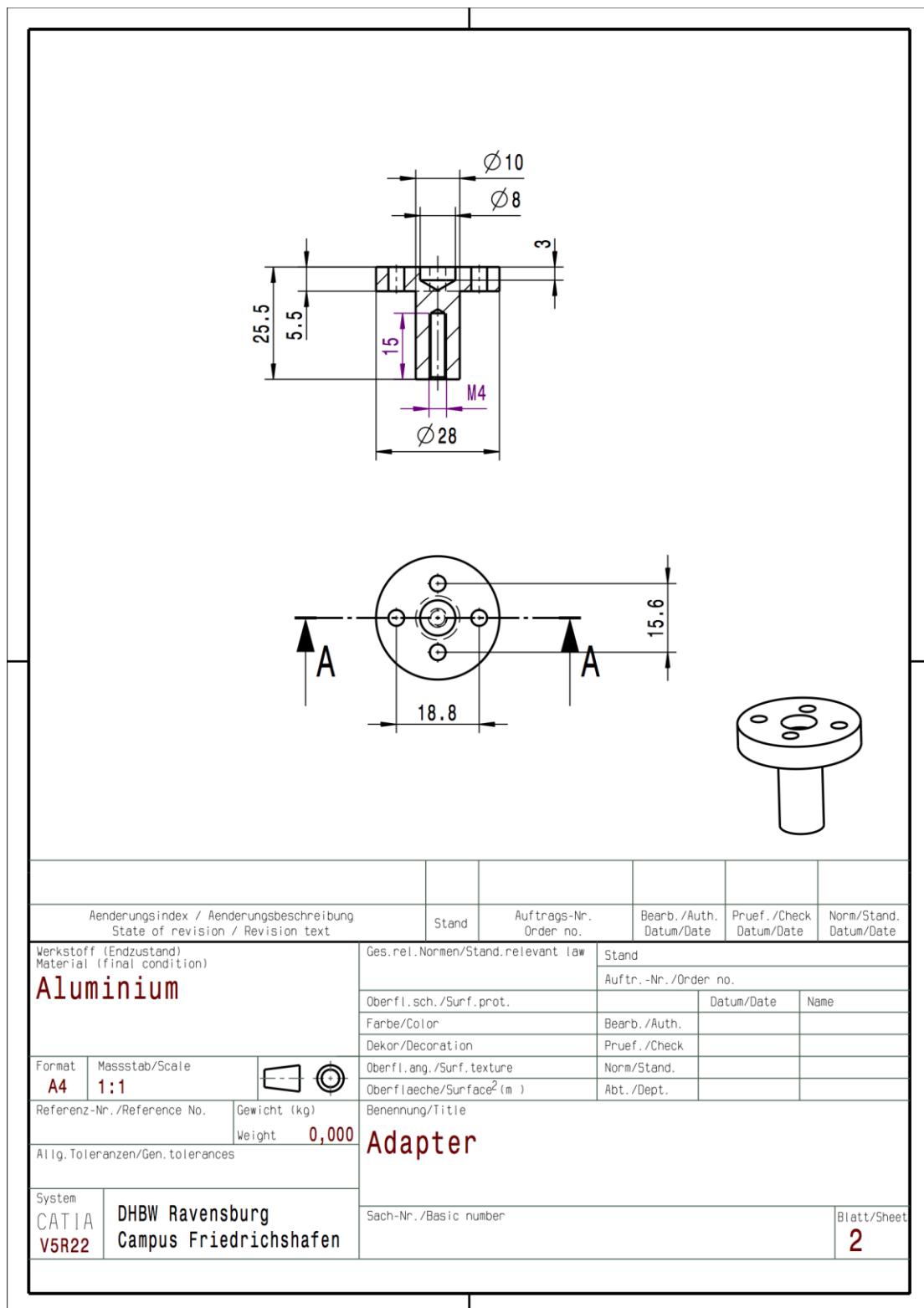
CCW

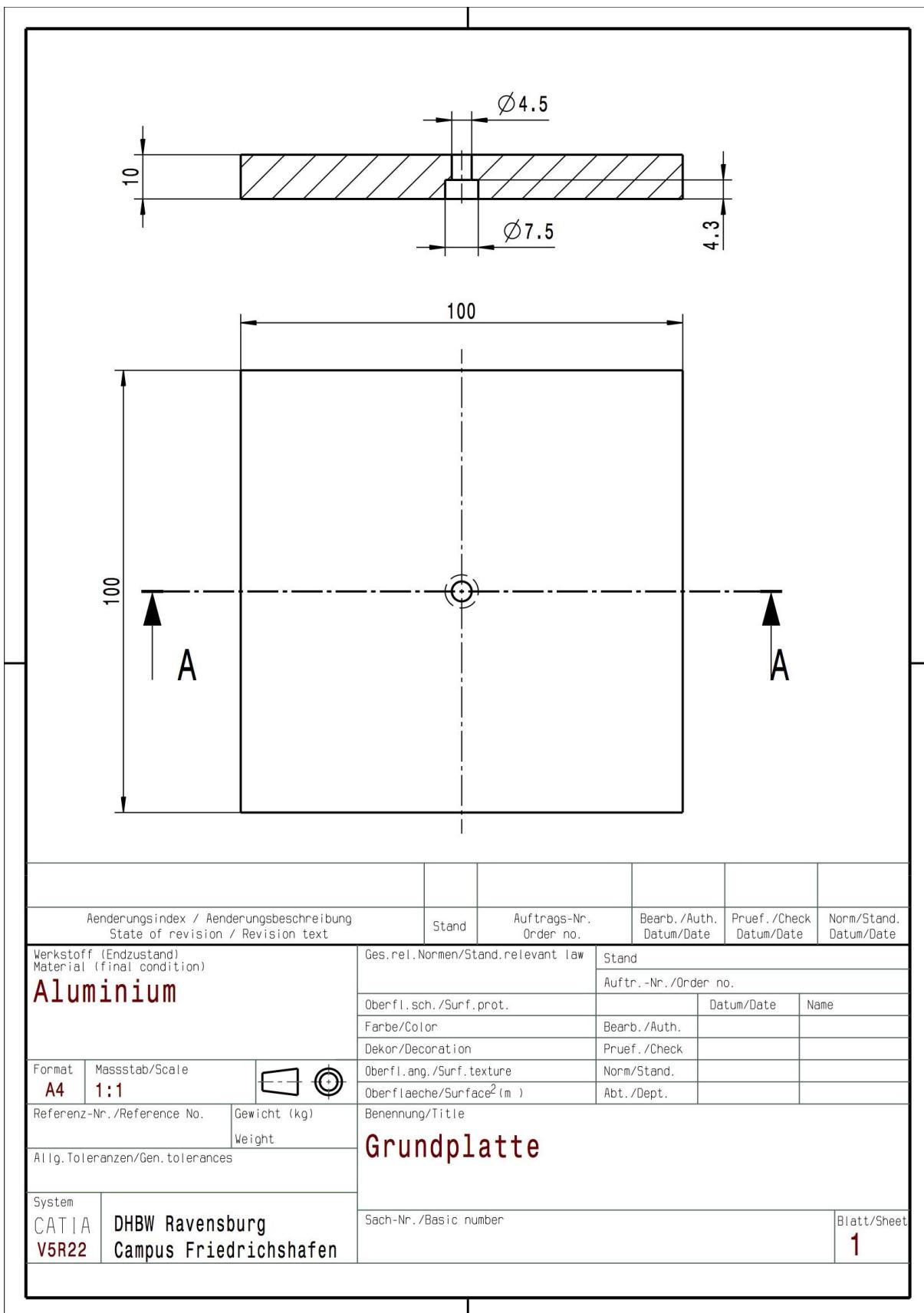
<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=28810451&t=6547&c=7041&p=7041>

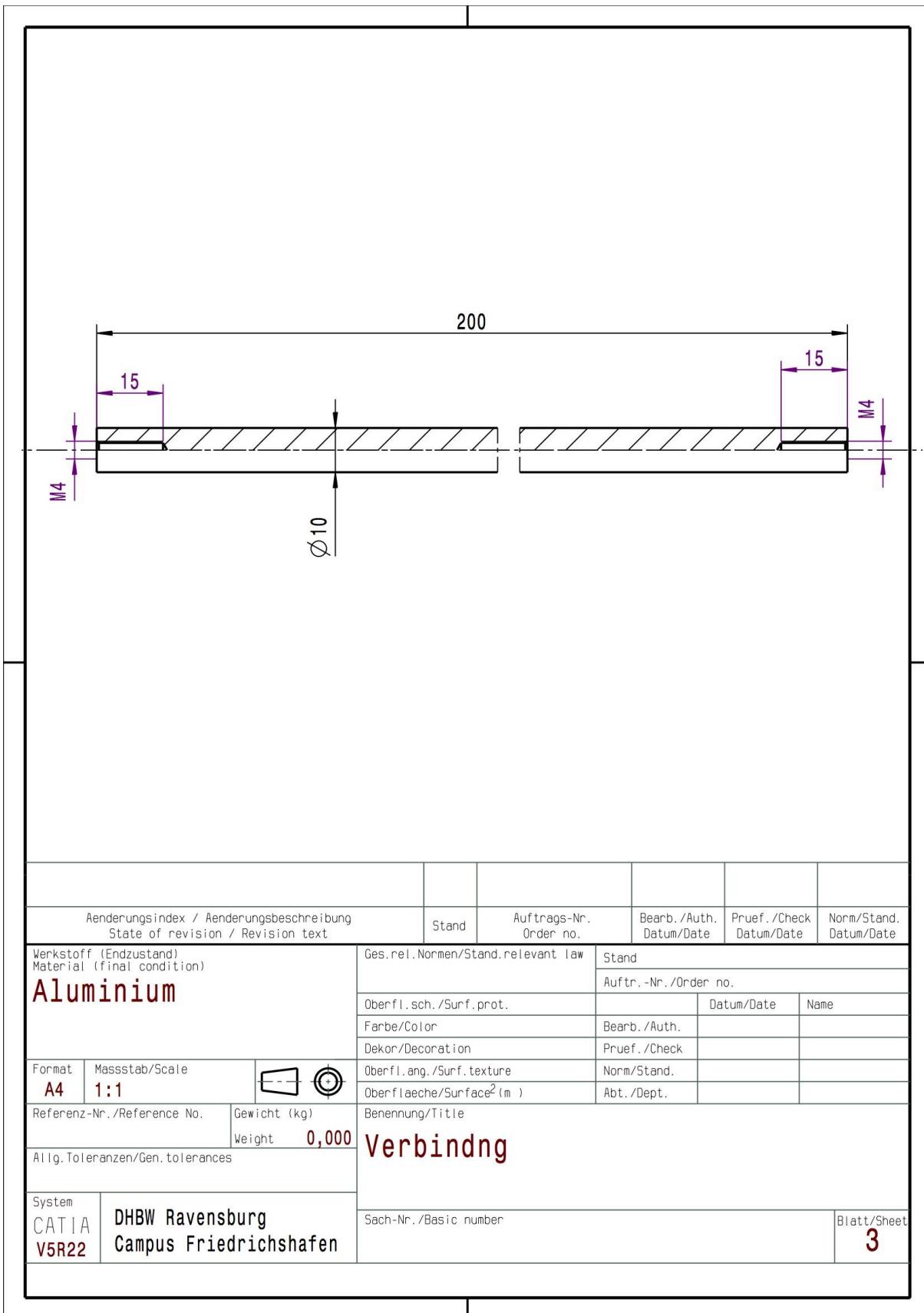
9 X 45 CW

<http://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker&SessionId=&a=article&ProdNr=28809450&t=6547&c=7041&p=7041>

Anhang 5. Zeichnungen Teststand für Motorkennlinie







Anhang 6. MatLab Skripte zur Berechnung der Flugleistungsdaten**Motorkennlinie**

```
close all
clear all

%% Motorkennlinie Leistung ,ber Auftriebskraft

g = 9.81;           %[m/s^2]

%% Berechnung der Auftriebskraft ,ber der abfallenden Leistung im Downwash
% Propellerebene ca. 180mm ,ber Boden

%gemessene Auftriebskraft in [N]
A = g.*[.021 .058 .102 .162 .245 .343 .495 .620];

%gemessene abfallende Spannung in [V]
U = [11.35 11.32 11.29 11.24 11.17 11.07 10.96 10.8];

%gemessener Strom in [A]
I = [.26 .528 .88 1.42 2.29 3.39 4.68 6.53];

%errechnete Leistung in [W]
P = U.*I;

%Regression
E = polyfit(A,P,1);
Z = polyval(E,A);

% Interpolation
% I = interp(A,10,3,0.5);
% I_1 = interp(P,10,3,0.5);

%Regressionsgerade
x = 0:1:7;
y = 11.335*x-0.97108;

%% Plotten der Ergebnisse Studienarbeit
figure(1)
plot (A,P,'o', 'Markersize', 10, 'Color', 'k')
hold on
plot (x,y,'linewidth',2)
title ('Motorkennlinie im Downwash')
xlabel ('Auftriebskraft [N]')
ylabel ('Leistung [W]')
set(gca,'XTick',[0:0.5:7.5])
set(gca,'YTICK',[0:5:75])
legend ('Data','Linear')
```

```
%% Plotten der Ergebnisse Präsentation
% figure(1)
% plot (A,P,'o', 'MarkerSize',13, 'Color','k')
% hold on
% plot (x,y,'linewidth',3)
% title ('Motorkennlinie','fontsize',18)
% xlabel ('Auftriebskraft [N]','fontsize',18)
% ylabel ('Leistung [W]','fontsize',18)
% set(gca,'XTick',[0:0.5:7.5])
% set(gca,'YTick',[0:5:75])
% h_legend = legend ('Data','Linear')
% set(h_legend,'fontsize',14)
% grid on
```

Gipfelhöhe

```
close all
clear all

%% Konstanten

g = 9.81;
roh0 = 1.225;
p0 = 101325;
F0 = 6*6.08;
m0 = 1.5;
m = m0:0.1:2.6;
T0 = 288.15;
a = 0.0065;
H = 0:10000;
n0 = 10000; %Drehzahl Motor bei Vollschub

%% internationale Hohenformel

roh = roh0.* (1-a.* (H./T0)).^(1/0.235);

%% Propellerdrehzahlanpassung

eta = sqrt(roh0./roh); %Drehzahl geht quadratisch in den Schub ein

figure (1)
[hAx,hLine1,hLine2] = plotyy(H,roh,H,eta);
```

```

set(hAx(1), 'YTick', [0:0.1:2.0])
set(hAx(2), 'YTick', [0:0.1:2.0])

title('Luftdichte, H^he, Propellerdrehzahl')
xlabel('H^he über MSL [m]')

ylabel(hAx(1), 'Luftdichte [kg/m^3]') % left y-axis
ylabel(hAx(2), 'Faktor Propellerdrehzahl') % right y-axis

%% Gipfelh^he

%H1 = (p0/(roh0*g))*log(F0./(m.*g)); %barometrische H^henformel
H2 = (T0/a).* (1-((m.*g)./F0).^235); %internationale H^henformel

%plot (m,H1);

figure(2)

plot (m,H2)
legend('barom. H^henformel','int. H^henformel')
title ('Gipfelh^he-Abflugmasse Diagramm')
xlabel ('Abflugmasse [kg]')
ylabel ('Gipfelh^he [m]')
set(gca,'XTick',[1.5:0.1:2.6])

```

Flugdauer

```

close all
clear all

%% Konstanten

U = 11;           %Versorgungsspannung der Akkus
n = 6;            %Anzahl der Motoren
g = 9.81;          %Gravitationskonstante

%% Konfiguration 1 [4000mAh]

m0_1 = 1.63;       %min. Abflugmasse
m1_1 = m0_1:0.01:2.6; %Abflugmassenvektor
m_1 = m1_1./n.*g;   %benötigte Auftriebskraft pro Motor
p_1 = 2.6-m1_1;     %Payload
p_1 = fliplr(p_1);  %Umdrehen des Vektors
I_1 = (m_1.*11.-0.97)./U.*n; %Gesamtverbrauch je Abflugmasse

t_1 = 4./I_1.*60;    %Flugdauer in min

```

```

%% Konfiguration 2 [2x4000mAh]

m0_2 = 1.98;                                %min. Abflugmasse
m1_2 = m0_2:0.01:2.6;                         %Abflugmassenvektor
m_2 =m1_2./n.*g;                            %benötigte Auftriebskraft pro Motor
p_2 = 2.6-m1_2;                             %Payload
p_2 = fliplr(p_2);                           %Umdrehen des Vektors

I_2 = (m_2.*11.-0.97)./U.*n;                 %Gesamtverbrauch je Abflugmasse

t_2 = 8./I_2.*60;                            %Flugdauer in min

%% Konfiguration 3 [5800mAh]

m0_3 = 1.76;                                %min. Abflugmasse
m1_3 = m0_3:0.01:2.6;                         %Abflugmassenvektor
m_3 =m1_3./n.*g;                            %benötigte Auftriebskraft pro Motor
p_3 = 2.6-m1_3;                             %Payload
p_3 = fliplr(p_3);                           %Umdrehen des Vektors

I_3 = (m_3.*11.-0.97)./U.*n;                 %Gesamtverbrauch je Abflugmasse

t_3 = 5.8./I_3.*60;                          %Flugdauer in min

%% Plotten der Ergebnisse f_r Studienarbeit
% figure(1)                                     %Abflugmasse
% plot (m1_1,t_1);
% title ('Abflugmasse - Flugdauer Diagramm')
% ylabel ('Flugdauer [min]')
% xlabel ('Abflugmasse [kg]')
% set(gca,'XTick',[1.5:0.1:2.6])
% hold on
% plot (m1_2,t_2);
% hold on
% plot (m1_3,t_3);
% legend('Konfiguration 1','Konfiguration 2','Konfiguration 3')
%
% figure(2)                                     %Payload
% plot (p_1,t_1);
% title ('Payload - Flugdauer Diagramm')
% ylabel ('Flugdauer [min]')
% xlabel ('Payload [kg]')
% set(gca,'XTick',[1.5:0.1:2.6])
% hold on
% plot (p_2,t_2);
% hold on
% plot (p_3,t_3);
% legend('Konfiguration 1','Konfiguration 2','Konfiguration 3')

%% Plotten der Ergebnisse f_r Abschlusspräsentation
figure(1)                                     %Abflugmasse

```

```

plot (m1_1,t_1,'linewidth',3);
title ('Abflugmasse - Flugdauer
Diagramm','fontsize',18,'fontweight','bold')
ylabel ('Flugdauer [min]', 'fontsize',18)
xlabel ('Abflugmasse [kg]', 'fontsize',18)
%set(gca,'XTick',[1.5:0.1:2.6])
hold on
plot (m1_2,t_2,'linewidth',3);
hold on
plot (m1_3,t_3,'linewidth',3);
h_legend = legend('4000mAh','2x4000mAh','5800mAh')
set ( h_legend, 'fontsize',14)
grid on

figure(2)                                %Payload
plot (p_1,t_1,'linewidth',3);
title ('Payload - Flugdauer Diagramm','fontsize',18,'fontweight','bold')
ylabel ('Flugdauer [min]', 'fontsize',18)
xlabel ('Payload [kg]', 'fontsize',18)
%set(gca,'XTick',[1.5:0.1:2.6])
hold on
plot (p_2,t_2,'linewidth',3);
hold on
plot (p_3,t_3,'linewidth',3);
h_legend2 = legend('4000mAh','2x4000mAh','5800mAh')
set ( h_legend2, 'fontsize',14)
grid on

```

Geschwindigkeit_Beschleunigung

```

close all
clear all

%% Konstanten

H = 20:1:10000;                           %H^he
g = 9.81;                                  %[m/s^2]
m0_1 = 1.63;                               %min.
Abflugmasse
m0_2 = 2;

n = 6;                                     %Anzahl der Motoren
A = n*6.08;                                %Auftriebskraft
d = 0.2794;                                 %Durchmesser Prop in [m]
F0 = 6.08;                                  %Auftriebskraft Prop in [N]
roh0 = 1.225;                               %maximale Drehzahl Motor Propeller
n_max = 11600;
T0 = 288.15;
a1 = 0.0065;

```

```

k = 3.8;                                % Steigung Propeller [inch]
n0 = 8333/60;                            % Drehzahl Motor bei Vollast in[1/s]
n0_1 = 8333;
roh = roh0.* (1-a1.* (H./T0)).^(1/0.235); %int. H^henformel

%% Beschleunigung

%a = (A-9.81.*m1_1)./m1_1;

%V_ein = a.
%% Geschwindigkeit

%Ve = sqrt(2.*a.*6380);
%Vm = Ve./2;

%% Zeit/ Geschwindigkeit f_r H^he (nur min. Abflugmasse)

V2=zeros(1,length(H));
n = n0_1.*sqrt(roh0./roh);

%Schleife um max. Drehzahl des Motors f_r Abwindgeschwindigkeit des
%Propellers einzuf_hren
for i=1:length(H);

    if n(i)<=n_max;
        V2_i = k*n(i)*1.524./1000./3.6;           %Austrittsgeschwindigkeit
    Propeller
        V2(i)=V2_i;
        V2_max = V2_i;
        ni_max = n(i);
    else
        V2(i)=V2_max;
    end
end

m_punkt = roh.*6.*pi()./4.*d.^2.*v2;          %Massendurchsatz
6 Propeller

t1 = (H.*m_punkt)./(m_punkt.*V2-g.*m0_1)+sqrt(((H.*m_punkt)./(m_punkt.*V2-
g.*m0_1)).^2+(2.*H.*m0_1)./(m_punkt.*V2-g.*m0_1));
t2 = (H.*m_punkt)./(m_punkt.*V2-g.*m0_2)+sqrt(((H.*m_punkt)./(m_punkt.*V2-
g.*m0_2)).^2+(2.*H.*m0_2)./(m_punkt.*V2-g.*m0_2));

V = H./t1;
V2 = H./t2;

H_max = (T0/a1)*(1-((m0_1*g)/(6*F0))^.235);

A = H_max * ones(1,length (H));

%% Plotten Studienarbeit
% figure(1)

```

```

% [hAx,hLine1,hLine2] = plotyy(H,t1,H, V);
% set(hAx(1),'YTick',[0:200:2000])
% set(hAx(2),'YTick',[4:0.4:8])
% grid on
% %line ([H_max H_max],[0,1000000]);
% xlabel ('H^he [m]')
% ylabel(hAx(1),'Zeit [s]') % left y-axis
% ylabel(hAx(2),'vertikale Geschwindigkeit [m/s]') % right y-axis

%% Plotten Präsentation
% figure(1)
% hold on
% [hAx,hLine1,hLine2] = plotyy(H,V,H, t1); %1.Flug (auf Abflugmasse
achten)
% set(hAx(2),'YTick',[0:200:2000])
% set(hAx(1),'YTick',[4:0.4:8])
% set(hLine1,'color','b')
% set(hLine2,'color','k')
% [hAx,hLine1,hLine2] = plotyy(H,V2,H, t2); %2.Flug (auf Abflugmasse
achten)
% set(hAx(2),'YTick',[0:200:2000])
% set(hAx(1),'YTick',[4:0.4:8]);
% hLine1.LineStyle = '--';
% hLine2.LineStyle = '--';
% set(hLine1,'color','b')
% set(hLine2,'color','k')
%
% grid on
% %line ([H_max H_max],[0,1000000]);
% title ('Steiggeschwindigkeit - H^he','fontsize',18)
% xlabel ('H^he [m]','fontsize',18)
% ylabel(hAx(2),'Zeit [s]','fontsize',18,'color','k') % right y-axis
% ylabel(hAx(1),'Steiggeschwindigkeit [m/s]','fontsize',18,'color','b') % left y-axis
% set(hAx(2),'YColor','k');
% set(hAx(1),'YColor','b');

%% Zeit/ Geschwindigkeit f,r H^he (inkl. Abflugmassenvektor)
H = 0:200:10000;
roh = roh0.*((1-a1.*((H./T0)).^(1/0.235));
V2=zeros(1,length(H));
n = n0_1.*sqrt(roh0./roh);

%Schleife um max. Drehzahl des Motors f,r Abwindgeschwindigkeit des
%Propellers einzufüllen
for i=1:length(H);

    if n(i)<=n_max;
        V2_i = k*n(i)*1.524./1000./3.6; %Austrittsgeschwindigkeit
    Propeller
        V2(i)=V2_i;
    end
end

```

```

V2_max = V2_i;
ni_max = n(i);
else
    V2(i)=V2_max;
end
end

m_punkt = roh.*6.*pi() ./ 4.*d.^2.*V2; %Massendurchsatz
6 Propeller

m1_1 = m0_1:((2.6-1.63)/(length(H)-1)):2.6;
t2=zeros(length(H),length(m1_1));
for j=1:length(H)

    for k=1:length(m1_1)
        t2(k,j) = (H(j)*m_punkt(j)) / (m_punkt(j)*V2(j)-
g*m1_1(k))+sqrt(((H(j)*m_punkt(j)) / (m_punkt(j)*V2(j)-
g*m1_1(k)))^2+(2*H(j)*m1_1(k)) / (m_punkt(j)*V2(j)-g*m1_1(k)));
    end
end

%H_matrix = H.*ones(length(H),length(H));
%% Plotten Studienarbeit
% figure(2)
%
% surf(H,m1_1,t2)
% xlabel('H^he [m]')
% ylabel('Abflugmasse [kg]')
% zlabel('Zeit [s]')
%
% figure (3)
% surf(H,m1_1,V3)
% xlabel('H^he [m]')
% ylabel('Abflugmasse [kg]')
% zlabel('vertikale Geschwindigkeit [m/s]')

%% Plotten Präsentation
figure(2)

surf(H,m1_1,t2)
xlabel('H^he [m]', 'fontsize', 16)
ylabel('Abflugmasse [kg]', 'fontsize', 16)
zlabel('Zeit [s]', 'fontsize', 16)
title('Abflugmasse - H^he - Zeit', 'fontsize', 18)

figure (3)
%axes('fontsize',20)
xlabel('H^he [m]', 'fontsize', 16)
ylabel('Abflugmasse [kg]', 'fontsize', 16)
zlabel('Steiggeschwindigkeit [m/s]', 'fontsize', 16)
title('Abflugmasse - H^he - Steiggeschwindigkeit', 'fontsize', 18)

```

```
grid on
% hold on
% surf (H,2.1*ones(length(m1_1)),v3)
% surf(H,2*ones(length(m1_1)),v3)
% %colormap hsv
% alpha(.1)
% hold off
hold on
surf(H,m1_1,v3)
hold off
```

Anhang 7. DVD mit CAD Datensatz