

SOGRO

Abschlussbericht

01.02.2009 – 31.01.2013

zum Vorhaben

**Verbundprojekt: Sofortrettung bei Grossunfall mit
Massenanfall von Verletzten (SOGRO) –
Teilvorhaben: Grundlegende Untersuchungen zum
Einsatz von UAV Schwärmen zur Unterstützung von
Einsatzkräften in Grossschadenslagen**

Zuwendungsempfänger: Universität Stuttgart

Förderkennzeichen: 13N10166

Laufzeit des Vorhabens: 01. Februar 2009 – 31. Januar 2013

Erstellungsdatum: 26.08.2013

Ref.-Nr.: *Sogro-4-2013-08-31*

Zuwendungsempfänger: Universität Stuttgart	Förderkennzeichen: 13N10166
Vorhabenbezeichnung: Verbundprojekt: Sofortrettung bei Grossunfall mit Massenanfall von Verletzten (SOGRO) – Teilvorhaben: Grundlegende Untersuchungen zum Einsatz von UAV Schwärmen zur Unterstützung von Einsatzkräften in Grossschadenslagen	
Laufzeit des Vorhabens: 01. Februar 2009 – 31. Januar 2013	
Berichtszeitraum: 01.02.2009 – 31.01.2013	

Inhalt

1	Abbildungsverzeichnis	7
2	Tabellenverzeichnis	10
3	Abkürzungen	11
4	Kurze Darstellung der Aufgabenstellung	12
4.1	Übersicht der Teilarbeitspakete	12
5	Kurze Darstellung der Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde	13
6	Kurze Darstellung von Planung und Ablauf des Vorhabens	14
6.1	Kurze Zusammenfassung	14
6.2	Grafische Aufschlüsselung des Projekts	15
7	Technischer Strand	17
8	Eingehende Darstellung	17
8.1	MP2128HELI	18
8.1.1	Bodenstation Benutzeroberfläche MP Horizon	23
8.2	TAP 1.1 Entwurf der Fluggeräte	24

8.2.1	Rechentool zur Vorhersage der Leistungsaufnahme eines Kleinhubschraubers.....	24
8.2.2	Erweiterung des Rechentools zur Abschätzung der zu erwartenden Flugzeit	37
8.3	TAP 1.2 Aufbau UAV Systeme	44
8.3.1	Aufbau des System AMPAIR.....	45
8.3.2	Steuerungs- und Kommunikationssysteme	63
8.3.3	Integration der Nutzlast	66
8.4	TAP 1.3 Aufbau von Mockup Systemen zur Einstellung der Autopilotensysteme	68
8.4.1	Aufbau des Mockup Systems	70
8.4.2	Systemübersicht	74
8.4.3	Elektrischer Aufbau des UAV.....	75
8.5	TAP 1.5 Inbetriebnahme der Fluggeräte.....	78
8.5.1	Inbetriebnahme der Fluggeräte am Boden.....	78
8.5.2	Einstellungen während des Fluges.....	80
8.6	Bodenstation im Projekt SOGRO	83
8.6.1	Entwurf und Auslegung des Basiscontainers	84
8.6.2	Montage und Befestigungsmechanismen.....	86
8.6.3	Arbeits- und Stauraum	88
8.6.4	Elektrik.....	96
8.6.5	UAV- Aufbewahrung und Transport.....	100
8.6.6	Arbeitsflächen	101

8.6.7	Auslegung Energieversorgungssystem.....	104
8.6.8	Energiequellen.....	106
8.6.9	Solarsystem	106
8.6.10	Wechselrichter	107
8.6.11	Generator/230 V Netz.....	109
8.6.12	12 V-Netz.....	111
8.6.13	Verschaltung.....	112
8.6.14	Sicherung und Überwachung.....	114
8.6.15	Energiebilanz	116
8.6.16	Kamerasystem zur Beobachtung der UAV von der Bodenstation	118
8.7	TAP 2.1 Analyse der aktuellen bestehenden Vorschriften und Ableitungen von Einsatzregeln	120
8.8	TAP 2.2 Erstellung der Dokumentation über den Bau des UAV	121
8.9	TAP 2.3 Voraussetzungen zum Betrieb für UAVs	122
8.9.1	Allgemeines	122
8.9.2	Möglichkeiten zum Betrieb von UAVs von Forschungseinrichtungen	126
8.9.3	Fallbeispiel der Universität Stuttgart	127
8.9.4	Zusammenfassung.....	133
8.10	TAP 2.4 Konzipierung von Schulungen für die UAV-Operatoren.....	135
8.10.1	Schulung zur Einstellung des Autopiloten.....	135
8.10.2	Schulung für den Betrieb.....	136

8.10.3	Pilotenlizenz für Flugmodelle bis 150 kg.....	136
8.11	TAP 3 Anbindung der UAV-Steuerung an bestehende und neue Kommunikationseinrichtungen der Rettungskräfte	137
9	Eingehende Darstellung des voraussichtlichen Nutzens, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans	138
9.1	Weitere Verwertung der Entwickelten Systeme „AMPAIR“ und der Bodenstation in öffentlichen Projekten:.....	139
9.2	Weitere zukünftige Nutzungsmöglichkeiten:	139
10	Eingehende Darstellung des während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen	141
11	Eingehende Darstellung der erfolgten oder geplanter Veröffentlichungen des Ergebnisses	142
13	Quellenverzeichnis und Literaturverzeichnis	143
14	Anhang	144
14.1	Technische Übersicht des Hubschraubersystems	144

1 Abbildungsverzeichnis

Abb. 1 Projektplan Teil1.....	15
Abb. 2 Projektplan Teil2.....	16
Abb. 3 Achsenbezeichnung von Hubschraubern.....	21
Abb. 4 Betriebszustände und Leistungsaufnahme	25
Abb. 5 δ_c_a/δ_α	27
Abb. 6 geometrischer Anstellwinkel am Rotorblatt	28
Abb. 7 Leistungsprüfstand.....	32
Abb. 8 Schematische Verschaltung eines Uniloggers zur Aufzeichnung der Leistungsaufnahme	33
Abb. 9 Charakteristischer BetrieBodenstationbereich	41
Abb. 10 Draufsicht charakteristischer Betriebsbereich	42
Abb. 11 Übersicht der wichtigsten Komponenten der Drohne	45
Abb. 12 Design der Verkleidung AMPAIR	46
Abb. 13 Antriebsmechanik.....	47
Abb. 14 Hautrotorkopf.....	48
Abb. 15 Taumelscheibe mit virtueller Taumelscheibenverdrehung (links) und ohne (rechts)	49
Abb. 16 Heckrotor.....	50
Abb. 17 Landegestell V1 (links) und neues Landegestell (rechts)	51
Abb. 18 Heckfinne Version1 (links) und modifizierte Heckfinne (rechts)	52
Abb. 19 Anschlusspanel für Flugakkus.....	54
Abb. 20 Flugakku Ampair	54
Abb. 21 Übersicht der einzelnen Stromkreise.....	55
Abb. 22 Akkuschiene.....	56
Abb. 23 Verspannanschlag für Akkus (links); integrierte und verspannte Akkupacks (mitte); Gurtdurchführung an Taumelscheibe (rechts)	56
Abb. 24 Eingesetzter Motorregler	58

Abb. 25 Übersicht MP2128Heli.....	59
Abb. 26 Durch Motor gestörten Datenlog des Kompasses	60
Abb. 27 Kompass-Position an der Heckfinne (links); Messwerte des Kompass an der neuen Position (rechts).....	61
Abb. 28 GPS-Antenne auf Telemetriebox.....	61
Abb. 29 AGL-Sensor an der Rumpfunterseite	62
Abb. 30 AGL Höhe (rot) und Höhe über Luftdruck (blau).....	62
Abb. 31 RC-Steuerung	63
Abb. 32 anordnung der Empfangsantennen des AMPAIR	64
Abb. 33 Systemübersicht.....	65
Abb. 34 Nutzlastrahmen	66
Abb. 35 integrierte Nutzlast	67
Abb. 36 Trägersystem Alien 600 (Zustand: RC-Modell)	69
Abb. 37 Anbau der Trägerkonstruktion zur Aufnahme des MP2128HELI.....	70
Abb. 38 Gedämpfte Aufhängung des Autopiloten.....	71
Abb. 39 AGL-Sensor am Heck	72
Abb. 40 Einlass des statischen Drucksensors	73
Abb. 41 Anordnung der Akkus am Mockup-System	75
Abb. 42 Verschaltung der einzelnen Komponenten des Mockup-Systems	77
Abb. 43 Übersicht der Steuerpfade RC (oben) und mit Autopilot (unten)	79
Abb. 44 Raumaufteilung im Flugbetrieb und Transport	85
Abb. 45 Beispiel einer Airline Schiene	87
Abb. 46 Kofferranhänger von hinten-rechts	90
Abb. 47 Kofferranhänger von vorne-links.....	90
Abb. 48 Positionierung der Schubladenschränke	91
Abb. 49 Positionierung des Deckenregals.....	93
Abb. 50 Funktionen des Deckenregals.....	94
Abb. 51 Aufhängung und Realisierung des Deckenregals.....	94

Abb. 52 Laderegal	95
Abb. 53 Einige Beispiele der 12V Installation	96
Abb. 54 Wechselrichter Schaltschema	97
Abb. 55 Einige Beispiele der 230V Installation	98
Abb. 56 Beispiele der Belüftung	99
Abb. 57 Drohnen im Regal und in der Bodenstation in Transportkonfiguration	100
Abb. 58 Control und Arbeitsbereich	101
Abb. 59 Werkbereich	102
Abb. 60 Alle Bereiche in Gesamtansicht.....	103
Abb. 61 Wechselrichter Schaltbild	107
Abb. 62 CEE Landstromeingänge GEN1 und GEN2.....	109
Abb. 63 Verschaltung des 230 V-Systems	110
Abb. 64 Verschaltung des 12 V-Systems	113
Abb. 65 Position der Sicherungsblöcke (12 V) und des Sicherungskastens (230 V)	114
Abb. 66 Anzeigetafel für Stromüberwachung	115
Abb. 67 Kameratum der SOGRO Bodenstation [6]	118
Abb. 68 Bedienoberfläche des Kamerasystems zur optischen Verfolgung der UAV	119
Abb. 69 Beispiel Pilotenlizenz.....	136

2 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 MicroPilot-Nomenklatur.....	20
Tabelle 2 Testmatrix der Versuchsdurchführung	34
Tabelle 3 Auswertung Messreihe Leistungsprüfstand	35
Tabelle 4 Leistungsfähigkeit bei verschiedenen Gewichten	39
Tabelle 5 Basisdaten ALIEN 600	69
Tabelle 6 Vergleich der Schubladenschranksysteme nach Hersteller	86
Tabelle 7 Eigenschaften von Kofferanhängern.....	88
Tabelle 8 Schubladenschränke (l.o. Werkbereich; r.o. Ladebereich; u. Akkus im Werkereichschrank).....	92
Tabelle 9 12 V Verbraucher.....	104
Tabelle 10 230 V Verbraucher.....	104
Tabelle 11 Kabelquerschnittsfläche im Vergleich	111
Tabelle 12 Energiebilanz im Batteriebetrieb	116
Tabelle 13 Energiebilanz im Generator/Netzbetrieb	117
Tabelle 14 Änderung der Steuereingaben.....	135

3 Abkürzungen

AGL	Ultraschallsensor zur Abstandsmessung
Akku	Akkumulator
AMPAIR	Bezeichnung der in diesem Bericht beschriebenen UAV Autonomous Multipurpose Platform for Airborn Research
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CIC	Computer in Command
DAeC	deutscher Aeroclub
Drohne	siehe UAV
GCS	Ground Control Station / Bodenstation
GFK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GPS	Global Positioning System
LiPo	Lithium-Polymer (Akkumulator)
Mockup-System	verkleinerte Erprobungsplattform
MTOW	Maximales Abfluggewicht
NiMH	Nickel-Metallhydrid (Akkumulator)
PIC	Pilot in Command
RC	Remote Control
SOGRO	Sofortrettung bei Grossunfall mit Massenanfall von Verletzten
TAP	Teilarbeitspaket
UAV	Unbemanntes Luftfahrzeug (engl. unmanned aerial vehicle)

4 Kurze Darstellung der Aufgabenstellung

Im Projekt SOGRO sollen neue Ansätze erforscht werden, um bei einem Großunfall mit mehreren hundert Verletzten, diese optimal versorgen zu können und möglichst viele Menschenleben zu retten. Dabei gilt es die Rettungsleitstellen zeitnah mit umfassenden bildbasierten Lageinformationen zu versorgen, so dass ein zielgerichteter Einsatz der Rettungskräfte ermöglicht wird.

Dazu sollen verschiedene unbemannte Flugkörper (UAV-Systeme) gebaut. Diese werden in Zusammenarbeit mit dem Projektpartner Universität Paderborn mit Kameras ausgerüstet und stellen somit schnelle Lageinformationen bereit. Einen Schwerpunkt des Teilvorhabens bildet die anwenderorientierte Bodenstation, die es dem „ungeschulten“ Endanwender (Rettungskräfte) ermöglicht, mehrere UAV-Systeme zu steuern.

4.1 Übersicht der Teilarbeitspakete

- TAP1: „Aufbau der UAV-Systeme, Integration der Nutzlasten“
- TAP2: „Erstellung von Richtlinien zum Betrieb der UAVs während der Übung“
- TAP2: „Anbindung der UAV-Steuerung an bestehende Kommunikationseinrichtungen der Rettungskräfte“
- TAP4: „Durchführung von Drohneneinsätzen“ (Validierung/Evaluation in Übungen)

5 Kurze Darstellung der Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Die Bearbeitung des Teilvorhabens im Projektes SOGRO wurde am Institut für Flugzeugbau an der Universität Stuttgart geplant und durchgeführt. An das Institut für Flugzeugbau ist die Forschungsgruppe UAV angegliedert, welche sich mit dem Entwurf, Bau und der Durchführung von Flugversuchen von UAV Systemen aller Art beschäftigt. Ebenso stellen die Integration diverser Nutzlasten und die Erforschung von Flugderivativa, sowie die Flugerprobung neuartiger Flugzeugkonzepte Kernkompetenzen der Forschungsgruppe dar. Bei der Durchführung des Projektes SOGRO beschäftigt sich die Forschungsgruppe UAV zum ersten Mal mit Hubschraubersystemen, deren konkrete Auslegung und dem Betrieb, sowie der Integration eines Autopilotensystems. Ferner liegen die in Betrieb zu nehmenden Hubschraubersysteme mit einer Abflugmasse von über 25 kg in einem zulassungspflichtigen Bereich. Die Beantragung und Durchführung der notwendigen Zulassungsverfahren und Aufstiegsgenehmigungen wurden ebenfalls zum ersten Mal durchgeführt.

Durch den elektrischen Antrieb der Hubschrauber wurden von der Forschungsgruppe speziell für den Hubschrauber angepasste Lithium-Polymer-Akkumulatoren ausgelegt, hergestellt und die Laborausstattung um das notwendige Equipment erweitert. Die UAV Forschungsgruppe verfügt über entsprechend ausgestattete Werkstätten zur Durchführung der notwendigen Arbeiten. Durch die Angliederung an das Institut für Flugzeugbau bestehen weitreichende Möglichkeiten, auf moderne Technologien der Faserverarbeitung zurückzugreifen. Durch das im Rahmen des Projektes SOGRO zugelassene Fluggelände wurden die Möglichkeiten für die Durchführung von Flugversuchen weiter ausgebaut.

Durch die Nähe des Instituts zur Lehre an der Universität Stuttgart werden in sämtliche Projekte Studenten mit einbezogen und betreut. Sie werden durch die praktischen und theoretischen Arbeiten innerhalb der Forschungsgruppe an den Forschungsschwerpunkt UAV herangeführt.

6 Kurze Darstellung von Planung und Ablauf des Vorhabens

6.1 Kurze Zusammenfassung

Im Projekt SOGRO sollen unter anderem senkrecht startende Trägersysteme zum Einsatz kommen. Durch die voraussichtlich großvolumige und verhältnismäßig schwere Nutzlast, soll ein Helikopter in konventioneller Konfiguration verwendet werden und zu diesem Zwecke mit einem Autopiloten ausgestattet werden. Hierdurch wird ein automatisch Fliegen ermöglicht. Um sich mit dem Betrieb und der Integration eines Autopilotensystems vertraut zu machen, wurde als erster Schritt ein Mockup-System angeschafft. Hierbei handelt es sich um einen elektrisch betriebenen Hubschrauber mit einem Rotordurchmesser von 1,4 m. Dieser wurde zum Zwecke des Betriebs mit einem Autopilotensystem modifiziert und entsprechend umgebaut. Neben der Integration des Autopilotensystems und der dazugehörigen Elektronik wurden mit dem Mockup-System umfassende Untersuchungen zur Leistungsaufnahme und den damit in Verbindung stehenden flugdynamischen Eigenschaften durchgeführt. Diese Erkenntnisse konnten in direkter Folge auf die auslegenden Berechnungen des endgültigen Trägersystems „AMPAIR“ einfließen. Es soll wie das Mockup-System elektrisch betrieben werden und dabei im Stande sein, 7 – 10 kg Nutzlast zu transportieren. Nach der Festlegung der Größenordnung des Hubschraubers, sowie dessen Antrieb und Stromversorgung wurden zwei Systeme mit entsprechender Leistungsfähigkeit angeschafft. Bedingt durch die hohe Abflugmasse wurde zunächst ein entsprechendes Zulassungsverfahren in Auftrag gegeben und durchgeführt. Ebenso wurde ein Gutachten für ein entsprechendes Gelände angefertigt, um dieses durch die Behörden zum Betrieb von Fluggeräten dieser Gewichtsklasse freizugeben. Durch die fehlenden Erfahrungswerte von elektrisch betriebenen Hubschraubern in dieser Größenordnung wurden zuerst umfassende, flugdynamische Tests durchgeführt und der eigentliche Betrieb optimiert. Anschließend wurde das erste System mit einem Autopiloten in Betrieb genommen. Entsprechende Parameterwerte und Einstellungen wurden ermittelt und optimiert. Um währenddessen Erprobungsflüge mit der entsprechenden Nutzlast durchführen zu können, blieb ein System zunächst in reiner RC-Konfiguration. In diesem System konnten alle Modifikationen zur Integration der Nutzlast vorgenommen, und Testflüge absolviert werden. Die Arbeiten wurden dabei fortlaufend dokumentiert und es wurden mechanische Verbesserungen an sämtlichen Systemen vorgenommen.

6.2 Grafische Aufschlüsselung des Projekts

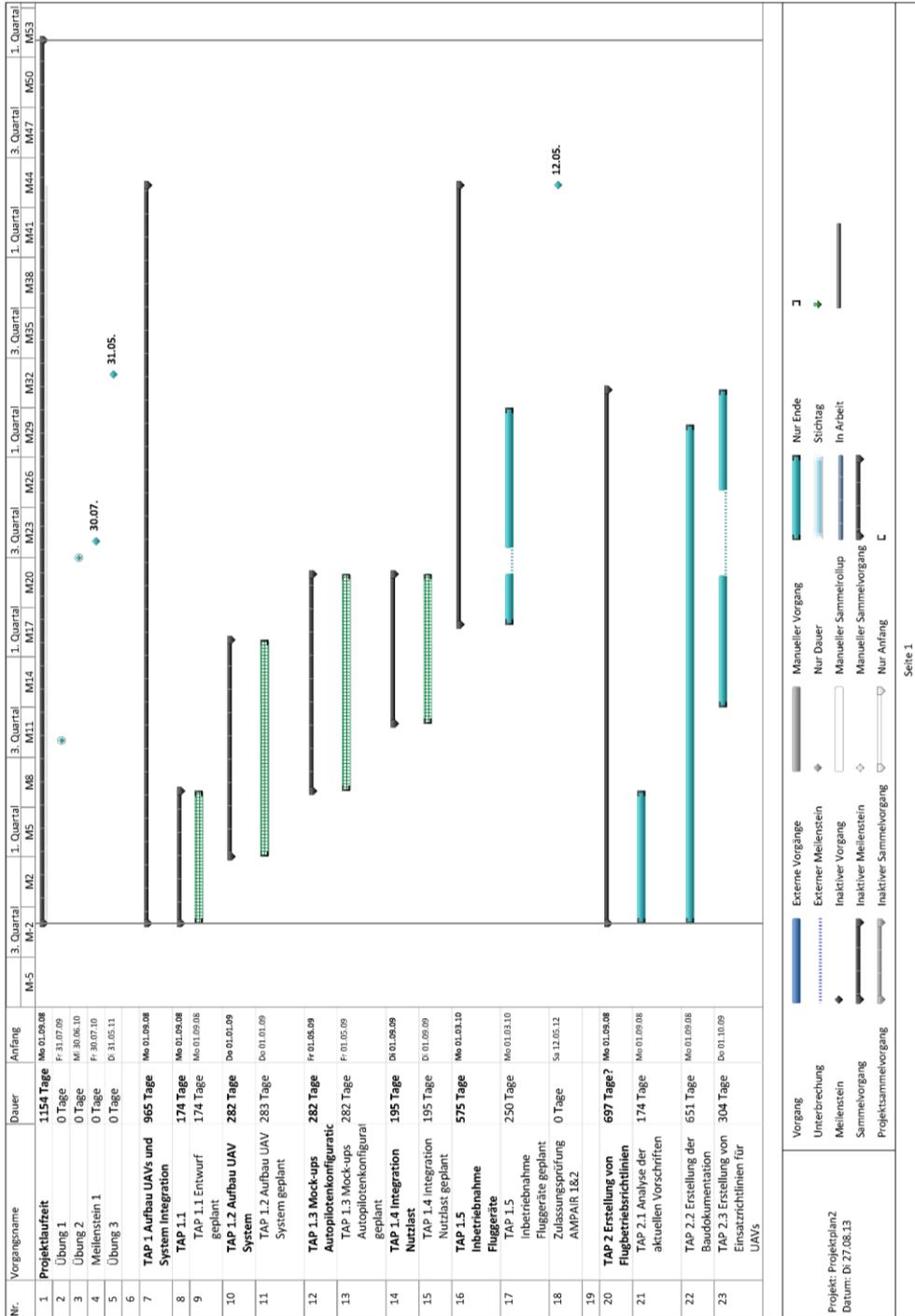


Abb. 1 Projektplan Teil1

7 Technischer Strand

Durch die Vernetzung und Verdichtung lebenswichtiger Infrastrukturen erhöht sich im Schadensfall zwar das Gefährdungspotential, es bietet sich jedoch auch die Möglichkeit, diese verdichtete Infrastruktur zur Bewältigung von Schadensfällen zu nutzen. Gebiete mit verdichteter Infrastruktur sind meist zahlreicher von Menschen frequentiert. Durch deren Einbezug könnte ein bisher noch nicht genutztes Potential zur Bewältigung von Schadenslagen entstehen. Gelingt es, diese Menschen und die von ihnen ggf. mitgeführte Technik (z. B. SmartPhones) sinnvoll zu koordinieren und in die Bewältigung der Schadenslage zu integrieren, kann ein erhebliches zusätzliches Potential z. B. von Helfern, Netzwerkinfrastruktur oder Informationserfassung erschlossen werden. Dieses Potential kann zwar nicht die Basisinfrastruktur wie sie z. B. von Rettungskräften zur Verfügung gestellt wird, ersetzen. Es kann jedoch die Arbeit der Rettungskräfte durch begleitende Maßnahmen wie Bereitstellung von Kommunikationsstrukturen und Anbieten von Hilfestellungen etc. unterstützen. Es ist zu erwarten, dass genau an kritischen, stark frequentierten Orten auch der Zugriff auf zusätzliche Potentiale hoch ist.

Dieser selbstverstärkende Faktor kann zur robusteren Schadensbewältigung in urbanen Umgebungen führen und damit deren Resilienz signifikant erhöhen. Aus Sicht der involvierten Bevölkerung gibt es dabei sowohl eine aktive Rolle - bei der die Menschen im Bedarfsfall selbst mithelfen - als auch eine passive Rolle - bei der nur die Nutzung der mitgeführten Technik der Gefahrenabwehr zur Verfügung gestellt wird.

8 Eingehende Darstellung

- ... der Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses im Einzelnen, mit Gegenüberstellung der vorgegebenen Ziele,
- ... der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises,
- ... der Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die vorangegangenen Punkte der eingehenden Darstellung werden zusammen in den folgenden Kapiteln beschrieben.

8.1 MP2128HELI

Kapitel nach [5]

Beim Autopiloten MP2128HELI handelt es sich um ein Assistenzsystem zur automatischen Kontrolle von UAVs. Der Autopilot kann dabei sämtliche Lage-, Geschwindigkeits- und Positionsstabilisierungen vornehmen, die zum Flug entlang vorgegebener Wegpunkte erforderlich sind.

Die Wegpunkte werden vom Bodenpersonal vor oder während des Fluges über ein Telemetriemodem (oder eine Kabelverbindung) auf den Autopiloten übertragen. Der Autopilot ist anschließend in der Lage, auf Kommando automatisch zu starten, ein Wegpunktemuster abzufliegen und anschließend automatisch zu landen. Während des Fluges muss das UAV durchgehend durch das Bodenpersonal überwacht werden, da der Autopilot keine Entscheidungen beispielsweise zum Ausweichen vor Hindernissen trifft.

Sollte es zu einer gravierenden Funktionsstörung der Lage- oder Positionskontrolle kommen, kann ein Sicherungspilot vom Boden aus die Kontrolle mittels Fernsteuerung übernehmen. Allerdings bleibt auch in diesem Falle der Autopilot im Loop was die elektrische Ansteuerung der Servos betrifft. Ein Versagen der Hardware des Autopiloten kann daher auch vom Sicherungspiloten nicht mehr korrigiert werden.

Die Programmierung der Autopiloten-Konfiguration erfolgt über die *.vrs-Datei*, welche alle Parameter zur Konfiguration des Autopiloten auf die Flughardware enthält. Diese wird im Betrieb des UAV später kaum noch verändert. Sie enthält alle Grundlegenden Einstellungen der Regler, Kommunikation, u. ä.

Die Programmierung der Wegpunkte erfolgt über die *.fly-Datei*. In dieser Datei sind alle Flugkommandos enthalten, die der Autopilot im automatischen Flug nacheinander abarbeitet.

Der MP2128HELI besteht aus mehreren Platinen, welche vom Anwender in die bestehende Flughardware integriert werden müssen. Da auf ein festes Gehäuse verzichtet wurde, lassen sich alle Komponenten dabei frei positionieren, was eine Integration in kleine UAVs erleichtert und zusätzlich Gewicht spart. Außerdem sind die einzelnen Komponenten modular angelegt, sodass nur die Module integriert werden müssen, welche tatsächlich benötigt werden. Dadurch können die verschiedenen Module an ihren idealen Einbaupositionen integriert werden.

Die in den bestehenden UAV integrierten Module sind dabei:

- **MP2128HELI**

Hauptplatine des Autopiloten. Diese Platine stellt die Kerneinheit des Systems da und beinhaltet neben der Recheneinheit, noch die zentrale Sensorik für den Flugbetrieb. Sensoren:

- Beschleunigungssensoren *in x,y,z-Richtung*
- Drucksensoren (statisch & dynamisch) *zur Bestimmung der Höhe*
- GPS-Modul *zur Positionsbestimmung*

- **AGL-Modul**

Die AGL ist ein Ultraschallsensor der neben GPS und statischen Druck zur Höhenmessung dient. Die AGL kommt vor allem bei Start und Landung zum Einsatz. Sie liefert genauere Werte als die anderen Sensoren, die zur Höhenbestimmung eingesetzt werden. Nachteil der AGL ist das sie nur bis zu einer Höhe von ca. 7m eingesetzt werden kann und Störungen durch den Motorlärm und den Schlaggeräusche der Rotorblätter unterliegt.

- **Kompass**

Das 3D-Kompassmodul liefert Lagedaten um alle 3 Helikopterachsen relativ zum Erdmagnetfeld. Es dient zur Bestimmung des Headings („Blickrichtung“) der Helikopter.

- **Servo-Board**

Das Servo-Board ermöglicht den Anschluss von bis zu 8 Servos. Der maximale Versorgungsstrom (für alle Servos) ist auf 4 A beschränkt, was einen direkten Anschluss der Servos nur beim Mockup-System ermöglicht. Im UAV-System AMPAIR werden nur die Servosignale am Servo-Board abgegriffen. Die Stromversorgung wird über die PowerBox realisiert, die neben wesentlich höheren Maximalströmen auch eine Versorgung mit einer redundanten Stromquelle ermöglicht.

Beim MP2128HELI handelt es sich um eine Modifikation des MP2128 für Flächenmodelle, bei der die Struktur der Flugregler auf eine Hubschrauber-Flugmechanik modifiziert wurde. Die Nomenklatur der Achsen und Steuerausschläge wurde dabei allerdings beibehalten und weicht von der bei Hubschraubern üblichen Nomenklatur ab. Um eine Vergleichbarkeit mit den Handbüchern von MicroPilot zu gewährleisten, wird diese Nomenklatur beibehalten:

MicroPilot-Nomenklatur	gewohnte Nomenklatur
Aileron	Taumelscheiben-Anstellung um Rollachse
Elevator	Taumelscheiben-Anstellung um Nickachse
Throttle	Kollektiv-Taumelscheiben-Anstellung
Rudder	Heckrotor (Steuerung um Gierachse)

Tabelle 1 MicroPilot-Nomenklatur

Allgemeine Bezeichnung der Achsen an einem Hubschrauber:



Abb. 3 Achsenbezeichnung von Hubschraubern

Der MP2128HELI kann je nach gewünschtem Regelverhalten konfiguriert werden. Abhängig davon welcher Flugmodus gewünscht wird lassen sich einzelne Reglerstrukturen zu- bzw. abschalten.

Diese Wählbarkeit ist speziell zum Einstellen der einzelnen Reglerebenen notwendig. Für den Endanwender ist nur noch der CIC- Mode (Computer in Command, Vollautomatischer Flug) von Bedeutung. Die anderen Modi dienen der Einstellung der einzelnen Regler.

Für jeden Flug werden immer zwei Flugmodi konfiguriert. Dabei dient ein Modi als „Safe-Mode“, in den bei Instabilität oder bei manuellem Start und Landung geschaltet werden kann. Der andere Modi dient der Erprobung der nächst höherer Reglerebene.

Übersicht der einzelnen Flugmodi:

- **PIC (Pilot In Control)**
Der Pilot kann das Hubschrauber-UAV wie einen gewöhnlichen RC-Helikopter steuern. Die Steuersignale werden nur durch den Autopiloten geschleift. Die Mischung der Taumelscheibenservos wird durch den Autopiloten übernommen. Dieser Modus benötigt einen externen Gyro zur Stabilisierung des Hecks.
- **CIC AttitudeAcarde (Computer In Command, Lageregelung)**
Der Autopilot übernimmt die Lageregelung. Der Pilot kommandiert mit seiner Eingabe die Lagewinkel um die einzelnen Achsen des Helikopters.
- **CIC AltitudeAcarde (Computer In Command, Höhenregelung)**
Zusätzlich zu der Lagerregelung, gibt der Pilot über den Pitch-Knüppel jetzt eine Soll-Flughöhe vor.
- **CIC VelocityAcarde (Computer In Command, Geschwindigkeitsregelung)**
Der Pilot gibt nun statt der Lagewinkel eine Geschwindigkeit über die Knüppel Fernsteuerung ein.
- **CIC PositionAcarde (Computer In Command, Positionsregelung)**
Dieser Modus ermöglicht es dem Autopiloten / Helikopter eine Position zu halten. Der Pilot hat die in diesem Modus die Möglichkeit einen virtuellen Wegpunkt am Himmel über die Steuerknüppel zu verschieben, dem das UAV folgt.
- **CIC (Computer In Command, Vollautomatischer Flug)**
Dieser Modus stellt die höchste Reglerebene da. Der Pilot kann keine Kontrolle über seine Steuerung mehr ausüben (außer bei Umschalten in den SafeMode). Der Autopilot führt die Befehle aus, die auf dem .fly-File hinterlegt sind. Zum Beispiel automatischer Start/Landung, Wegpunktnavigation. Eine andere Steuermöglichkeit ist die Bodenstation in diesem Modus. Diese kann neue Wegpunkte mittels Telemetrie an den Autopiloten übertragen.

Eine detaillierte Beschreibung des Autopiloten ist im Manual des Herstellers zu finden

Autopilot Installation and Operation.

Da sich dieses Manual auf den Autopiloten für Flugzeuge bezieht, sind alle Abweichungen dazu im Manual *MP2128HELI Helicopter Autopilot User Manual 3.4* enthalten.

(siehe Quelle [7] und [8])

8.1.1 Bodenstation Benutzeroberfläche MP Horizon

Als Softwareschnittstelle für die Kommunikation zwischen Autopilot und Bodenstation kommt die Oberfläche MP Horizon zum Einsatz. Dabei handelt es sich um eine graphische Benutzeroberfläche. Grundeinstellungen und Einstellungen der für den Flug relevanten Parameter erfolgen über diese Schnittstelle. Dabei können Parameter auch in Echtzeit über das Telemetriesystem während des Fluges erfolgen.

Ferner erfolgen über die Software das Hochladen und das Erstellen der für automatische Flüge notwendigen Wegpunktfiles. Horizon liefert außerdem Echtzeitinformationen über die relevanten Daten während des Fluges und bietet nach erfolgter Landung die Möglichkeit zum Herunterladen des Flight-Logs. Mit Hilfe des Flight-Logs können die während des Flugs aufgezeichneten Daten betrachtet und Rückschlüsse gezogen werden. Dies hilft unter anderem auch bei den im Vorfeld notwendigen Einstellungsarbeiten des Autopiloten.

Eine detaillierte Beschreibung der GCS-Software Horizon findet sich im *HorizonMP User's Manual 3.4.* (siehe Quelle [7] und [8])

8.2 TAP 1.1 Entwurf der Fluggeräte

Die Entwürfe des Mockup-Systems und der SOGRO-Drohne „AMPAIR“ sind in die Kapitel 8.3 und Kapitel 8.4 integriert.

8.2.1 Rechentool zur Vorhersage der Leistungsaufnahme eines Kleinhubschraubers

Resultierend aus den Anforderungen an das UAV-Helikoptersystem, wurde im Vorfeld eine eingehende Analyse des zu erwartenden Leistungsbedarfs elektrisch angetriebener Hubschraubersysteme in der Größenordnung von bis zu 3 m Hauptrotordurchmesser durchgeführt. Die maximal zu erwartende Flugzeiten solcher Systeme sind für die Planung von möglichen Einsatzszenarien von entscheidender Bedeutung. Die Berechnungen hierzu fließen anschließend in die Auslegung des fliegenden Systems ein. Nach der Erstellung eines Tools zur Vorhersage der Leistungsaufnahme werden die zurzeit vorherrschenden Grenzen der maximal erreichbaren Flugzeit aufgezeigt. Ferner wird eine auf den elektrischen Antrieb optimierte Auslegung angestrebt.

8.2.1.1 Allgemeines zur Leistungsaufnahme von Hubschraubern

Hubschrauber sind Fluggeräte, die auch senkrecht schwebend in der Luft ihre Position halten können. Dies ist möglich, da Hubschrauber Luft durch die Hauptrotorebene hindurch vertikal nach unten beschleunigen. Es entsteht ein Kräftegleichgewicht zwischen der Gewichtskraft des Hubschraubers und dem mit einer Vertikalgeschwindigkeit versetzten Luftmassenstrom.

$$M_{ges} * g = \dot{m} * v_v$$

Dies geschieht durch den Hauptrotor. Der Hauptrotor eines Hubschraubers besteht aus mehreren Rotorblättern die mit einer konstanten Drehfrequenz Ω rotieren. Je nach Rotorblattprofilierung und in Abhängigkeit des Anstellwinkels besitzen die einzelnen Rotorblätter einen Auftriebsbeiwert c_a , mit welchem sich unter Zuhilfenahme der örtlichen Anströmverhältnisse am Rotorblatt der Auftrieb berechnen lässt.

$$A = \frac{1}{2} * \rho * v_x^2 * S * c_a$$

Der wesentliche Anteil der Leistungsaufnahme steckt in der Erzeugung dieses Auftriebs durch den Hauptrotor und den damit verbundenen Verlusten. Um jedoch eine genaue Aussage über den gesamten Leistungsbedarf des Systems treffen zu können, ist die Betrachtung der anderen, leistungszehrenden Vorgängen des Hubschraubers notwendig. Heckrotor, Getriebe,- Regler- und Motorwirkungsgrade sind mit zu berücksichtigen. Ebenso ist der Leistungsbedarf des Empfängers, und den zum Steuern des Hubschraubers notwendigen Aktuatoren zu untersuchen.

Im Bereich von Kleinhubschrauber liegen nur Erfahrungswerte aus dem Modellflugbereich vor. Zwar sind die physikalischen Grundprinzipien bei mantragenden Hubschraubern die gleichen. Jedoch unterscheiden sich die Betriebsparameter bei großen Hubschrauber-systemen im Vergleich sehr.

Die Hauptunterschiede liegen in den Drehfrequenzen der Rotoren und den davon abhängigen aerodynamischen Größen, sowie im Antriebskonzept und den damit verbundenen Getriebearten und Mechanismen der Kraftübertragung.

Bevor erste Berechnungen stattfinden können, muss überlegt werden an welchem Betriebspunkt eines Hubschraubers die Leistungsanalyse sinnvoll ist. Die Hauptbetriebs-zustände von Hubschraubern lassen sich wie folgt unterteilen.

- Betrieb am Boden ohne Erzeugung von Auftrieb
- Schweben im Bodeneffekt
- Schweben außerhalb des Bodeneffekts
- Steigflug
- Sinkflug
- Reiseflug

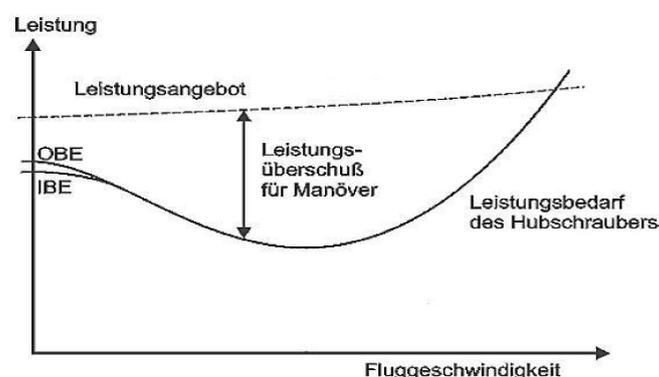


Abb. 4 Betriebszustände und Leistungsaufnahme

Aus Abb. 4 ist ersichtlich, dass die Leistungsaufnahme in den normalen Betriebszuständen während des Schwebeflugs ein Maximum erreicht. Es ist anzunehmen, dass die auszulegenden UAVs aus Gründen der aufklärenden Funktion aus der Luft meistens im Schwebeflug betrieben werden. Daher wird dieser Zustand für die Auslegung der Berechnungen zu Grunde gelegt.

8.2.1.2 Rechenmethoden zur Leistungsaufnahme

Hubschrauber beschleunigen Luft durch ihre Rotorebene hindurch nach unten. Dabei wird der Luftmassenstrom mit einem Impuls versetzt. Der betragsmäßig gleiche Impuls steckt im Hubschrauber in entgegengesetzter vertikaler Richtung. So ist der Hubschrauber flug- und schwebefähig. Die dabei benötigte Leistung kann auf zwei verschiedene Arten berechnet werden. Mit der Impulsstrahltheorie und Blattelementenmethode. Die Impulsstrahltheorie betrachtet das Rotorsystem lediglich global und lässt nur wenige Rückschlüsse über die relevanten Parameter wie etwa Drehfrequenz, Blattanzahl, Aerodynamische Verluste etc. zu. Daher wird in diesem Fall die Blattelementenmethode zur Berechnung herangezogen und im folgenden Kapitel näher erklärt.

8.2.1.3 Berechnung des Leistungsbedarfs nach der Blattelementenmethode

Bei der Blattelementenmethode werden die einzelnen Rotorblätter in unendlich kleine Blattelemente zerlegt, von dem jedes einzelne als Tragfläche betrachtet wird. Dabei hat jedes Blattelement eine eigene von dem Blattradius abhängige Umlaufgeschwindigkeit, welche zur Blattspitze hin ansteigt. Somit ergeben sich für die jeweiligen radialen Positionen der Blattelemente eigene Beiwerte für Auftrieb und die jeweiligen Widerstände. Durch Integration über den Radius erhält man anschließend die Gesamtwerte, welche wiederum Rückschlüsse auf die Leistungsfähigkeit und den Leistungsbedarf des Rotorsystems zulassen.

Auf diese Art wird zwar der Hauptrotor genauer betrachtet, jedoch ist zu beachten, dass noch Leistungsverluste in Getriebe, Regler-Einheiten sowie Motor und Heckrotor nicht mit berücksichtigt werden.

In die Berechnung gehen folgen Größen ein.

- Luftdichte ρ auf operationeller Flughöhe
- Gesamtmasse des Hubschraubers M_{ges}
- Außenradius des Hauptrotors r_1
- Innenradius des Hauptrotors r_0
- Anzahl der Rotorblätter z
- Rotorblatttiefe c
- Steigung a der aufgelösten Profilpolaren der Rotorblätter ($\delta c_a / \delta \alpha$)
- Drehfrequenz am Hauptrotor Ω

Die Steigung a der aufgelösten Profilpolaren gibt den Zusammenhang des Auftriebsbeiwerts des Rotorblattprofils in Abhängigkeit des aerodynamisch wirksamen Anstellwinkels an.

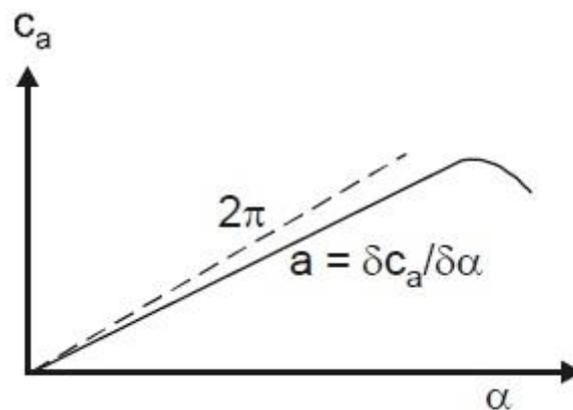


Abb. 5 $\delta c_a / \delta \alpha$

Wie aus Abb. 5 ersichtlich ist, ändert sich das lineare Verhalten der Kurve im Randbereich großer Anstellwinkel. Geht der Anstellwinkel über ein bestimmtes Maß hinaus, reißt die Strömung an der Profilloberseite des Rotorblatts ab und der Wert für c_a bricht zusammen. Somit geht auch die damit direkt in Zusammenhang stehende Auftriebskraft rapide zurück. Die Betriebsgrenze des Rotorblatts ist somit erreicht. Bei den Berechnungen wurden die Betriebsgrenzen in einem sinnvollen Rahmen gewählt, bzw. die Herstellerangaben (soweit vorhanden) eingesetzt.

Bei den Berechnungen nach der Blattelementenmethode steht die Abflugmasse des Systems (M_{ges}) im Vordergrund.

Mit Hilfe des Abfluggewichts und in Abhängigkeit der verwendeten Rotorblätter (also Profil und Radius), sowie der Hauptrotordrehzahl kann der für die weiteren Rechnungen benötigte Wert des geometrischen Anstellwinkels (Θ) der Rotorblätter ermittelt werden.

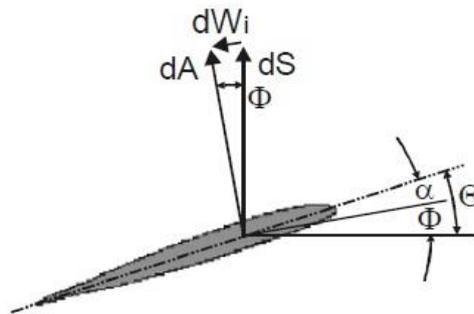


Abb. 6 geometrischer Anstellwinkel am Rotorblatt

Φ entspricht dem induzierten Anstellwinkel. Er wird durch Verwindung des Rotorblatts hervorgerufen, die durch die angreifenden Luftkräfte an der vorderen Profilunterseite des Rotorblatts entsteht. Die Differenz aus geometrischem und induziertem Anstellwinkel ergibt den aerodynamisch wirksamen Anstellwinkel α , welcher zur Berechnung des Auftriebs notwendig ist.

Es gilt $c_a = \alpha * a$

und somit $c_a = (\Theta - \Phi) * a$

Der induzierte Winkel an einem beliebigen Blattelement lässt sich mit Hilfe der induzierten Geschwindigkeit (v_{i0}) direkt unterhalb der Hauptrotorebene wie folgt berechnen:

$$\Phi = \frac{v_{i0}}{\Omega * r_1 * x}$$

Der Faktor x im Nenner des Bruchs zur Berechnung des induzierten Winkels entspricht der dimensionslosen Blattlängenkoordinate, mit welcher jede beliebige Stelle des Rotorblatts beschrieben werden kann und in den folgenden Rechnungen als Integrationsgrenze dient.

$$x = \frac{r(x)}{r_1}$$

Die induzierte Geschwindigkeit v_{i0} lässt sich wie folgt berechnen:

$$v_{i0}(x) = \left(\frac{v_z}{2} + \frac{\sigma_x * a * \Omega * r_1}{16} \right) * \left[\sqrt{1 + \frac{2 * (\theta * x * \Omega * r_1 + v_z)}{\left(\frac{4 * v_z^2}{\sigma_x * a * \Omega * r_1} \right) + v_z + \left(\frac{\sigma_x * a * \Omega * r_1}{16} \right)}} - 1 \right]$$

Die Größe σ_x entspricht der Flächendichte der Hauptrotorebene und ist wie folgt definiert:

$$\sigma_x = \frac{(z * c)}{\pi * r_1}$$

v_z beschreibt die Vertikalgeschwindigkeit des Hubschraubers und ist im Schwebeflug gleich Null zu setzen.

Der von dem Hauptrotor erzeugte Schub errechnet sich über den Schubbeiwert (c_T), der wie folgt definiert ist:

$$c_T = \int_{x=x_0}^1 \sigma_x * \frac{1}{2} * a * (\Theta - \Phi) * x^2 * dx \quad (*)$$

Schub des Hauptrotors:

$$S_1 = c_T * \pi * r_1^2 * \rho * (\Omega * r_1)^2$$

Ist die Abflugmasse des Hubschraubers bekannt, kann nun der benötigte Schubbeiwert ermittelt werden.

Es gilt:

$$S_1 = M_{ges} * g$$

und somit:

$$c_T = \frac{M_{ges} * g}{\pi * r_1^2 * \rho * (\Omega * r_1)^2}$$

Um die Leistungsaufnahme berechnen zu können, muss im nächsten Schritt der erforderliche geometrische Anstellwinkel Θ ermittelt werden. Dies geschieht durch Einsetzen des ermittelten Schubbeiwerts c_T in Gleichung (*), bzw. durch numerische Iteration in einem geeigneten Programm.

Mit dem errechneten geometrischen Anstellwinkel Θ lässt sich die Leistungsaufnahme bestimmen. Die benötigte Leistung hängt von den verlustbehafteten, aerodynamischen Vorgängen an den auftriebserzeugenden Elementen, also den Rotorblättern ab.

- Induzierter Widerstand an den Blattspitzen
- Schädlicher Profilwiderstand der Rotorblätter

Beide Größen werden, wie auch bereits der Schub, über Beiwerte berechnet.

- c_{Qi} als Beiwert für den induzierten Widerstand
- c_{Q0} als Beiwert für den Profilwiderstand

Es gilt:

$$c_{Qi} = \int_{x=x_0}^1 \sigma_x * \frac{1}{2} * a * F_{eff} * (\Theta - \Phi) * x^3 * dx$$

und

$$c_{Q0} = \int_{x=x_0}^1 \sigma_x * \frac{1}{2} * c_w * x^3 * dx$$

Von den verwendeten Rotorblättern liegen keine Daten für den Widerstandsbeiwert vor.

Deshalb wurde bei den Rechnungen auf empirische Werte zurückgegriffen, die in der Praxis schon oft bei der Auslegung von Hubschraubern verwendet wurden.

$$c_w = 0,0087 - 0,0216 * (\Theta - \Phi) + 0,400 * (\Theta - \Phi)^2$$

Nach [9]

Die beiden errechneten Beiwerte setzen sich anschließend zu einem Wert (c_p), dem Leistungsbeiwert zusammen.

$$c_p = c_{Qi} + c_{Q0}$$

Aus ihm lässt sich die Leistungsaufnahme wie folgt berechnen:

$$N_{Haupt} = c_p * \pi * r_1^2 * \rho * (\Omega * r_1)^3$$

Die in N_{Haupt} enthaltene Leistung bezieht sich bis jetzt lediglich auf den Hauptrotor. Wie bereits erwähnt sind noch die Wirkungsgrade von Regler, Motor und Getriebe zu berücksichtigen. Ebenso ist der Leistungsbedarf des Heckrotors zu addieren.

Geht man vom heutigen Stand der Technik bezüglich elektrischer Antriebe aus dem Modellbaubereich aus, so können mit Wirkungsgraden von jeweils ca. 90 % für Regler, Motor und Getriebe recht gute Näherungen für Berechnungen erzielt werden. Ebenso der Leistungsbedarf des Heckrotors ist in der Literatur mit 10 % des Leistungsbedarfs des Hauptrotors angegeben (nach [10]).

Um einen realistischen Leistungsbedarf zu erhalten muss die berechnete Leistung durch den Wirkungsgrad η_{ges} geteilt werden.

$$\eta_{ges} = \eta_{Regler} * \eta_{Motor} * \eta_{Getriebe} * \eta_{Hero} = 0,9^4 = 0,6561$$

Bei den Berechnungen wurde anschließend Gesamtwirkungsgrad von $\eta_{ges} = 0,5$ eingesetzt, um etwaige noch nicht berücksichtigte Verluste mit einzubeziehen.

Die für die Auslegung des Hubschraubers relevante Leistungsaufnahme errechnet sich dann wie folgt:

$$N_{real} = \frac{N}{\eta_{ges}}$$

8.2.1.4 Validierung der errechneten Leistungsaufnahmen durch Versuche auf einem Leistungsprüfstand

Um die Plausibilität der angestellten Berechnungen aus 8.2.1.3 zu überprüfen, wurden die Leistungsaufnahmen von existierenden Modellhubschraubern während des Betriebs aufgezeichnet und anschließend mit den errechneten Daten verglichen. Um möglichst viele Messungen während verschiedenen Betriebszuständen zu erfassen, wurde ein Prüfstand gebaut, auf welchem ein Hubschrauber in der Größenordnung von 1,4m Hauptrotor-durchmesser montiert werden konnte. Dieser Prüfstand ist in der Lage die aktuell anliegende Schubkraft des Hubschraubers anzuzeigen, während der Hubschrauber bei verschiedenen Drehzahlen und Rotorblättern betrieben werden konnte.



Abb. 7 Leistungsprüfstand

Auf dem Leistungsprüfstand auf Abb. 7 war es möglich, durch eine digitale Anzeige den Schub schrittweise zu erhöhen, und dabei verschiedene Drehzahlbereiche auszuprobieren. Auf diese Weise erhält man einen guten Gesamtüberblick über die Plausibilität der angestellten Berechnungen. Das Aufzeichnen der Leistungsaufnahme erfolgte mit Hilfe von geeigneten Stromzangen, deren Werte auf einen Logger übertragen wurden und durch eine geeignete Software ausgelesen werden konnte.

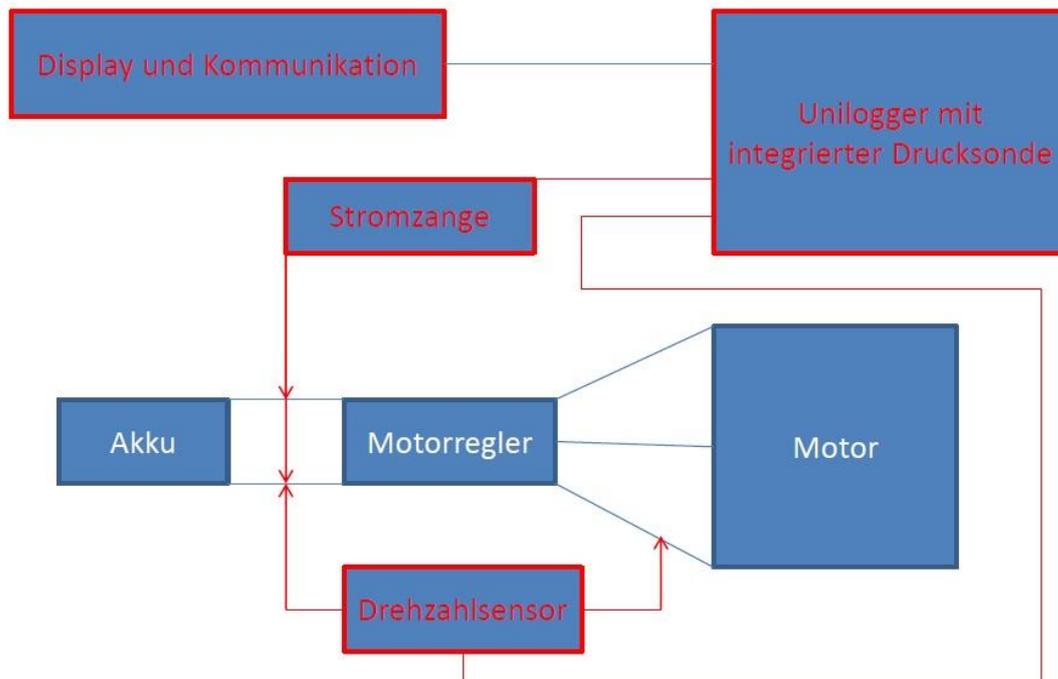


Abb. 8 Schematische Verschaltung eines Uniloggers zur Aufzeichnung der Leistungsaufnahme

In der folgenden Tabelle sind die Auswertungen der einzelnen Messreihen der vollsymmetrischen 646er Heli-Pro Rotorblätter beschrieben. In der linken Spalte sind die einzelnen Messreihen bei den jeweiligen Startleerlaufdrehzahlen aufgeführt. Die rechte Spalte gibt die Drehzahl bei 0 ° Pitch nach den Versuchen an. Dazwischen sind die zur jeweiligen Zugkraft zugehörigen Drehzahlen, die geloggt und berechneten Leistungsbedürfnisse sowie die Abweichungen zwischen dem berechneten und geloggt Leistungsbedarf aufgeführt. Eine grobe Übersicht über die Leistungsfähigkeit des Rotorsystems bei verschiedenen Drehfrequenzen ist in Tabelle 2 aufgeführt.

Zugkraft

Drehzahl [U/min]	4,5 kg	5,5 kg	6,5 kg	7,5 kg	8,5 kg	9,5 kg	10,5 kg	11,5 kg	12,5 kg	13,5 kg	Max.
2000	ok	ok	ok	ok	14,7 kg						
1900	ok	ok	ok	ok	14,3 kg						
1800	ok	ok	ok	ok	14,3 kg						
1700	ok	ok	ok	ok	14,5 kg						
1600	ok	ok	ok	ok	14,0 kg						
1500	ok	ok	ok	N.A.	12,8 kg						
1400	ok	N.A.	N.A.	N.A.	11,0 kg						
1300	ok	ok	ok	ok	ok	ok	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.	9,5 kg
1200	ok	ok	ok	ok	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.	N.A.	7,9 kg

Tabelle 2 Testmatrix der Versuchsdurchführung

Messreihe 1	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=2000	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5	12,5	13,5	14,7		N.A.
	Drehzahl [U/min]	1950	1915	1870	1840	1815	1780	1750	1720	1690	1660	1620		1860
	Leistung [W]	923	955	1013	1075	1150	1220	1329	1400	1506	1640	1795		620
	errechnete Leistung [W]	975	1034	1096	1183	1284	1395	1500	1623	1753	1892	2064		
	Abweichung [%]	5,63	8,27	8,19	10,05	11,65	13,52	12,87	15,93	16,40	15,37	14,99		
Messreihe 2	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1900	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5	12,5	13,5	14,3		N.A.
	Drehzahl [U/min]	1900	1890	1850	1830	1800	1770	1750	1715	1685	1655	1610		1830
	Leistung [W]	889	930	993	1060	1130	1215	1288	1393	1500	1630	1750		600
	errechnete Leistung [W]	922	1009	1076	1173	1270	1377	1500	1618	1749	1888	1989		
	Abweichung [%]	3,71	8,49	8,36	10,66	12,39	13,33	16,46	16,15	16,60	15,83	13,66		
Messreihe 3	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1820	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5	12,5	13,5	14,3		N.A.
	Drehzahl [U/min]	1824	1824	1824	1824	1800	1777	1746	1718	1685	1650	1610		1824
	Leistung [W]	808	892	973	1085	1140	1212	1303	1400	1530	1652	1770		594
	errechnete Leistung [W]	847	944	1052	1168	1270	1383	1496	1621	1749	1884	1989		
	Abweichung [%]	4,83	5,83	8,12	7,65	11,40	14,11	14,81	15,79	14,31	14,04	12,37		
Messreihe 4	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1710	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5	12,5	13,5	14,5		N.A.
	Drehzahl [U/min]	1710	1710	1710	1710	1710	1710	1710	1710	1695	1660	1610		1710
	Leistung [W]	738	815	892	980	1082	1191	1302	1428	1515	1646	1779		496
	errechnete Leistung [W]	747	844	952	1068	1194	1326	1467	1615	1757	1892	2023		
	Abweichung [%]	1,22	3,56	6,73	8,98	10,35	11,34	12,67	13,10	15,97	14,95	13,72		
Messreihe 5	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1600	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5	12,5	13,5	14		N.A.
	Drehzahl [U/min]	1610	1610	1610	1610	1610	1610	1610	1610	1610	1610	1570		1610
	Leistung [W]	663	723	813	908	1015	1110	1251	1358	1500	1614	1673		435
	errechnete Leistung [W]	669	767	875	992	1117	1250	1391	1539	1694	1855	1911		
	Abweichung [%]	0,90	6,09	7,63	9,25	10,05	12,61	11,19	13,33	12,93	14,93	14,23		
Messreihe 6	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1520	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5	12,5	12,8		N.A.	
	Drehzahl [U/min]	1520	1520	1520	1520	1520	1520	1520	1520	1520	1520		1520	
	Leistung [W]	615	682	774	858	964	1048	1195	1325	1471	1510		380	
	errechnete Leistung [W]	607	705	814	930	1056	1190	1331	1490	1635	1682			
	Abweichung [%]	-1,30	3,37	5,17	8,39	9,54	13,55	11,38	11,70	11,15	11,39			
Messreihe 7	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1400	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5	10,5	11					N.A.
	Drehzahl [U/min]	1400	1400	1400	1400	1400	1400	1400	1400					1400
	Leistung [W]	557	625	708	810	903	1001	1148	1224					316
	errechnete Leistung [W]	535	634	743	860	986	1121	1262	1336					
	Abweichung [%]	-3,95	1,44	4,94	6,17	9,19	11,99	9,93	9,15					
Messreihe 8	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1300	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5	9,5							N.A.
	Drehzahl [U/min]	1300	1300	1300	1300	1300	1300							1300
	Leistung [W]	489	573	653	774	884	992							273
	errechnete Leistung [W]	485	584	693	811	937	1072							
	Abweichung [%]	-0,82	1,92	6,13	4,78	6,00	8,06							
Messreihe 9	Heli-Pro Hybrid 646 vollsymmetrisch												Max.	Leerlauf (0° Pitch)
rpm_0=1200	Zugkraft [kg]	4,5	5,5	6,5	7,5	8,3								N.A.
	Drehzahl [U/min]	1200	1200	1200	1200	1200								1200
	Leistung [W]	448	528	645	747	805								226
	errechnete Leistung [W]	441	540	650	768	869								
	Abweichung [%]	-1,56	2,27	0,78	2,81	7,95								

Tabelle 3 Auswertung Messreihe Leistungsprüfstand

Der Motorregler ist erst ab einer Drehzahl von ca. 1600 U/min im Stande, diese dauerhaft und auch unter maximalen Belastungen zu halten.

Es ist zu erkennen, dass der Leistungsbedarf deutlich gesenkt werden kann, wenn der Hubschrauber von Beginn an mit der minimal möglichen Drehzahl betrieben wird. Um den Vergleich zwischen errechnetem und geloggttem Leistungsbedarf visuell zu verdeutlichen, wurden die Leistungskurven über der jeweiligen Schubkraft aufgetragen und in einem Diagramm dargestellt.

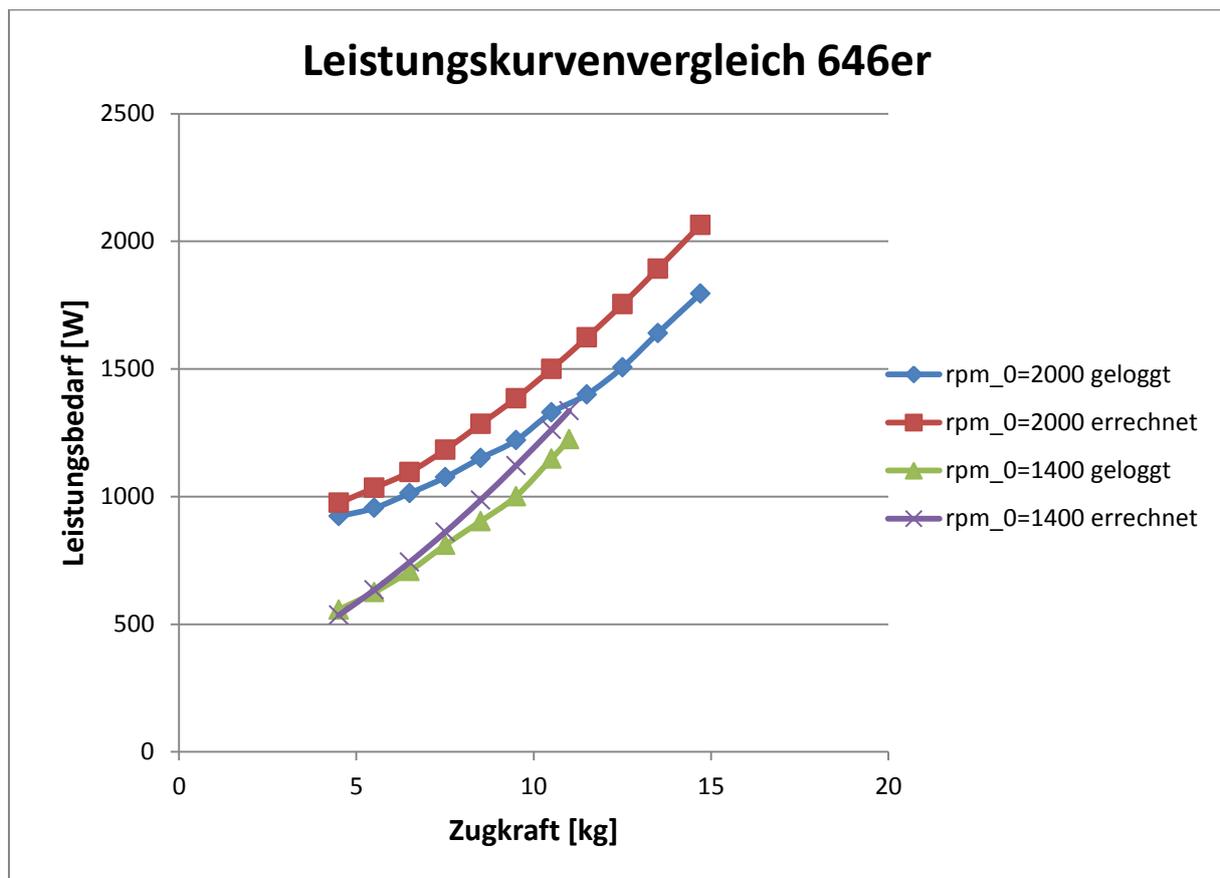


Diagramm 1 Vergleich zw. geloggttem und errechneten Leistungsbedarf

Zur Veranschaulichung wurden exemplarisch jeweils die Kurven bei 1400 U/min und 2000 U/min dargestellt. Die errechneten Werte weisen eine ausreichend genaue Übereinstimmung mit den realen Werten auf. Die angenommenen Rechnungen sind also tauglich für abschätzende Kalkulationen in Richtung einer größeren Plattform mit einem Rotordurchmesser in der Größenordnung von ca. 3 m. Die Berechnungen wurden daraufhin zur Ermittlung potentieller Flugzeiten erweitert.

8.2.2 Erweiterung des Rechentools zur Abschätzung der zu erwartenden Flugzeit

Die Flugzeit soll je nach Art der Bestückung mit Akkus verschiedener Leistungsfähigkeit bestimmt werden können. Für die Berechnung der Flugzeit benötigt man folgende Größen:

- Gemittelte Spannungslage der verbauten Akkupacks U
- Kapazität C der Akkupacks
- Gewicht der einzelnen Akkupacks
- Prozentual mögliche Entladung der Akkus
- Prognostizierte Leistungsaufnahme des Hubschraubers N_{real}

Um die Flugzeit zu maximieren werden mehrere Lithium-Polymer Akkus parallel geschaltet um die Gesamtkapazität zu erhöhen. Die letztendliche Kapazität der verbauten Akkus errechnet sich wie folgt.

$$C_{ges} = A_z * C \text{ und } C_{eff} = C_{ges} * P_z$$

Wobei A_z die Anzahl der parallelgeschalteten Akkus und P_z der prozentual möglichen Entladung entspricht. Lithium Polymer Akkus sollen nie vollständig entladen werden um die Lebensdauer zu erhöhen. Die Entladung sollte zu maximal 85% erfolgen. Die maximal zur Verfügung stehende Energie E , errechnet wird dann wie folgt berechnet.

$$E = C_{eff} * U$$

Die maximale Flugzeit ergibt sich dann aus E und N_{real} .

$$T = \frac{E}{N_{real}} \text{ [s]} \quad t = \frac{T}{60} \text{ [min]}$$

Um Verluste durch elektrischen Widerstand zu minimieren ist es sinnvoll, das System mit einer möglichst hohen Spannungslage zu betreiben, um die erforderliche Leistung durch kleinere Ströme zu realisieren.

$$P = U * I$$

Hauptproblem bei der Bestückung mit mehreren Akkus ist die damit verbundene Gewichtserhöhung. Der Gewichtsanstieg durch das Anbringen von zusätzlichen Akkusätzen ruft eine gesteigerte Leistungsaufnahme hervor, welche ein Großteil der zusätzlichen eingebrachten Energie wiederaufzehrt.

Für die Hochrechnung der potentiellen Flugzeit eines großen Systems wurde im erstellten Rechentool Schritt für Schritt durch Anbringen zusätzlicher Akkusätze aufgelastet und die erreichbare Flugzeit prognostiziert. Um eine höhere Auflösung zu erhalten wurden Akkusätze von geringerem Gewicht und mit kleinerer Kapazität angenommen, welche bereits bei Flugtests mit dem Mockup-System zum Einsatz kamen. Bei fortschreitender Auflastung erhöhte sich neben der aufgenommenen Leistung auch der notwendige Pitchwinkel der Rotorblätter. Beim Erreichen des vom Hersteller angegebenen maximalen Anstellwinkels wurden dann keine weiteren Akkusätze mehr vorgenommen. Die Rechnung wurde bei verschiedenen Hauptrotordrehzahlen durchgeführt.

Es wurden folgende Parameter zu Grunde gelegt.

- Zellenmasse inkl. Mechanik 15 kg
- Nutzlast 7 kg
- Rotordurchmesser 2,8 m
- Rotorblatttyp M-Blade S93 mit einer Rotorblattlänge von 1,3 m, min. Drehzahl 614 U/min, max. Drehzahl 887 U/min. Maximaler Anstellwinkel 9 °.

Als Akkusätze wurden 10 s Lithium-Polymer-Akkus angenommen, welche bei einer Spannungslage von 38 V betrieben wurden und dabei eine Kapazität von 4,8 Ah aufwiesen. Die Ergebnisse der Hochrechnungen werden in Tabelle 4 und in Diagramm 2 dargestellt.

Drehzahl [1/min]	Akkupackanzahl [Stk]	Leistungsaufnahme [kW]	Flugzeit [min]	alpha [°]	Gesamtmasse [kg]	
620	1	2,25	4,9	8,14	23,8	
620	2	2,454	9	8,6	25,6	
620	3	2,665	12,5	9,08	27,4	MAX
670	1	2,378	4,66	7,2	23,8	
670	2	2,581	8,58	7,6	25,6	
670	3	2,792	11,9	8,05	27,4	
670	4	3,011	14,72	8,46	29,2	
670	5	3,236	17,13	8,86	31	
670	6	3,468	19,217	9,3	32,8	MAX
720	1	2,528	4,38	6,46	23,8	
720	2	2,731	8,12	6,83	25,6	
720	3	2,941	11,3	7,12	27,4	
720	4	3,158	14	7,56	29,2	
720	5	3,383	16,4	7,92	31	
720	6	3,615	18,4	8,27	32,8	
720	7	3,853	20,1	8,63	34,6	
720	8	4,098	21,64	8,98	36,4	MAX
770	1	2,702	4,1	5,84	23,8	
770	2	2,904	7,63	6,17	25,6	
770	3	3,114	10,68	6,49	27,4	
770	4	3,33	13,3	6,82	29,2	
770	5	3,555	15,6	7,14	31	
770	6	3,786	17,56	7,45	32,8	
770	7	4,023	19,28	7,77	34,6	
770	8	4,267	20,77	8,08	36,4	
770	9	4,518	22,1	8,39	38,2	
770	10	4,774	23,2	8,7	40	
770	11	5,037	24,2	9	41,8	MAX
820	1	2,901	3,8	5,3	23,8	
820	2	3,102	7,145	5,6	25,6	
820	3	3,311	10	5,9	27,4	
820	4	3,527	12,6	6,2	29,2	
820	5	3,751	14,8	6,5	31	
820	6	3,981	16,7	6,76	32,8	
820	7	4,219	18,4	7,05	34,6	
820	8	4,462	19,9	7,33	36,4	
820	9	4,712	21,2	7,61	38,2	
820	10	4,968	22,3	7,89	40	
820	11	5,23	23,3	8,16	41,8	
820	12	5,498	24,2	8,44	43,6	
820	13	5,772	24,9	8,7	45,4	
820	14	6,051	25,6	8,98	47,2	MAX
890	1	3,225	3,44	4,7	23,8	
890	2	3,425	6,47	4,96	25,6	
890	3	3,634	9,15	5,22	27,4	
890	4	3,849	11,52	5,47	29,2	
890	5	4,071	13,61	5,72	31	
890	6	4,301	15,46	5,97	32,8	
890	7	4,537	17,1	6,22	34,6	
890	8	4,78	18,55	6,47	36,4	
890	9	5,029	19,831	6,7	38,2	
890	10	5,285	20,9	6,95	40	
890	11	5,545	22	7,18	41,8	
890	12	5,813	22,8	7,43	43,6	
890	13	6	23,7	7,66	45,4	
890	14	6,364	24,4	7,9	47,2	
890	15	6,649	25	8,131	49	
890	16	6,938	25,5	8,36	50,8	
890	17	7,234	26	8,6	52,6	
890	18	7,534	26,48	8,83	54,4	
890	19	7,839	26,86	9,05	56,2	MAX

Tabelle 4 Leistungsfähigkeit bei verschiedenen Gewichten

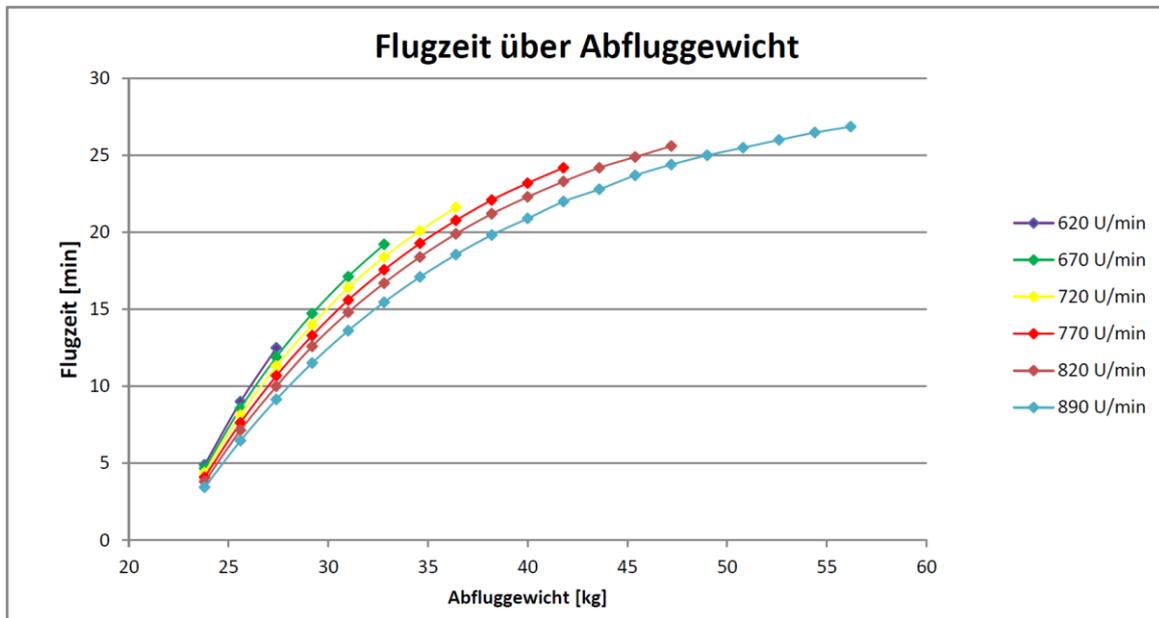


Diagramm 2 Flugzeit über Abfluggewicht bei steigender Akkukapazität

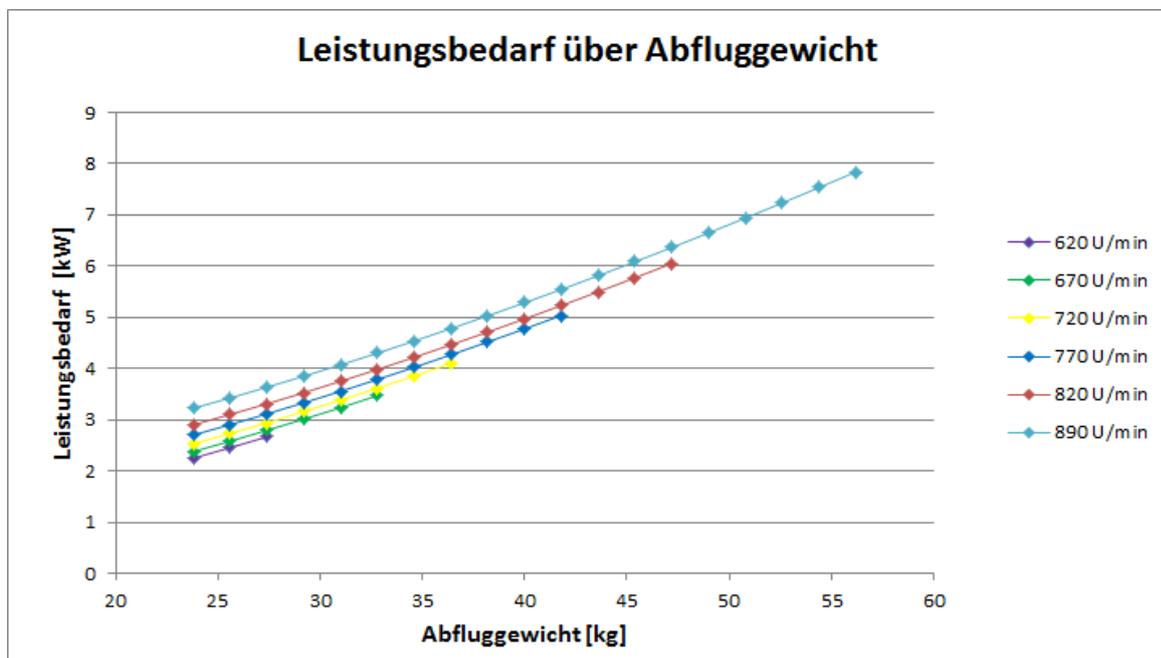


Diagramm 3 Leistungsbedarf über Abfluggewicht

Es ist deutlich zu erkennen, dass es ab einem gewissen Abfluggewicht keinen Sinn macht, noch weitere Akkus zu integrieren. Ebenso ist gut zu entnehmen, dass die Tragfähigkeit bei geringen Rotordrehzahlen immens eingeschränkt ist, dafür aber auch die Leistungsaufnahme bei geringeren Abfluggewichten wegen der höheren schädlichen Verluste geringer ausfällt. Durch die Betrachtung verschiedener Abfluggewichte in den möglichen Drehzahlbereichen lässt sich ein charakteristischer Betriebsbereich herleiten, in welchem man den sinnvollsten Betriebspunkt wählen kann.

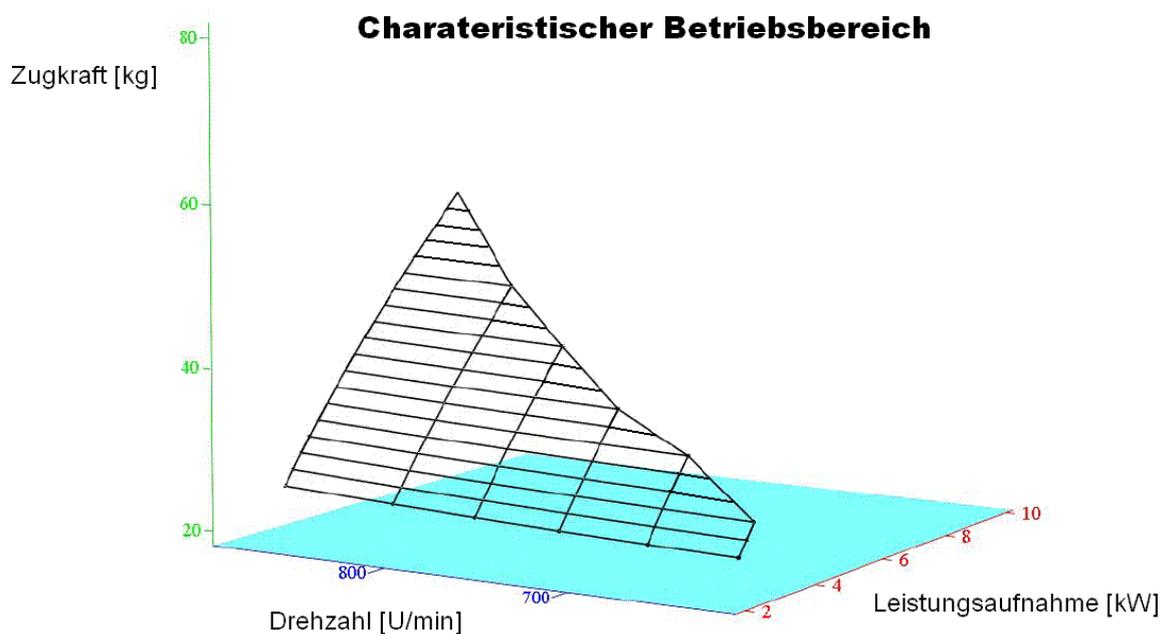


Abb. 9 Charakteristischer Betriebsbereich

In der X-Z-Ebene des Diagramms ist die erreichbare Zugkraft der Rotorblätter über den zulässigen Drehzahlbereich aufgetragen. Die benötigte Leistung an dem jeweiligen Betriebspunkt ist auf der Y-Achse aufgetragen. Die seitlichen Begrenzungen des dreidimensionalen Graphen entsprechen den Betriebsgrenzen des Systems. Außerhalb dieses Bereichs ist ein Betrieb nicht mehr möglich und geht über den aerodynamischen Einsatzbereich der Rotorblätter, sowie die Belastungsgrenzen des Materials hinaus.

Die maßgebliche Begrenzung des Drehzahlbereichs hängt von der Profilierung bzw. der Bauart der Rotorblätter ab. Sie wird von den jeweiligen Herstellern angegeben oder muss empirisch ermittelt werden. Die erreichbare Zugkraft wird indirekt über den maximal

möglichen Anstellwinkel der verwendeten Rotorblätter begrenzt, und führt somit in Abhängigkeit der Drehzahl zu einem maximal erreichbaren Wert. Es ist wiederum deutlich zu erkennen, dass die Leistungsfähigkeit bei geringen Drehzahlen sehr eingeschränkt ist. Die Eingrenzung der Leistungsaufnahme hängt dabei direkt von den Betriebsgrenzen in der X-Z-Ebene ab. Das Maximum der Leistungsaufnahme wird bei maximal zulässiger Drehzahl und maximalem Anstellwinkel erreicht. An dieser Stelle ist auch die theoretische, maximale Tragfähigkeit des Systems erreicht. Sie liegt im realen Betriebsfall unterhalb dieses Punktes, da für den Flugbetrieb noch Leistungsreserven benötigt werden.

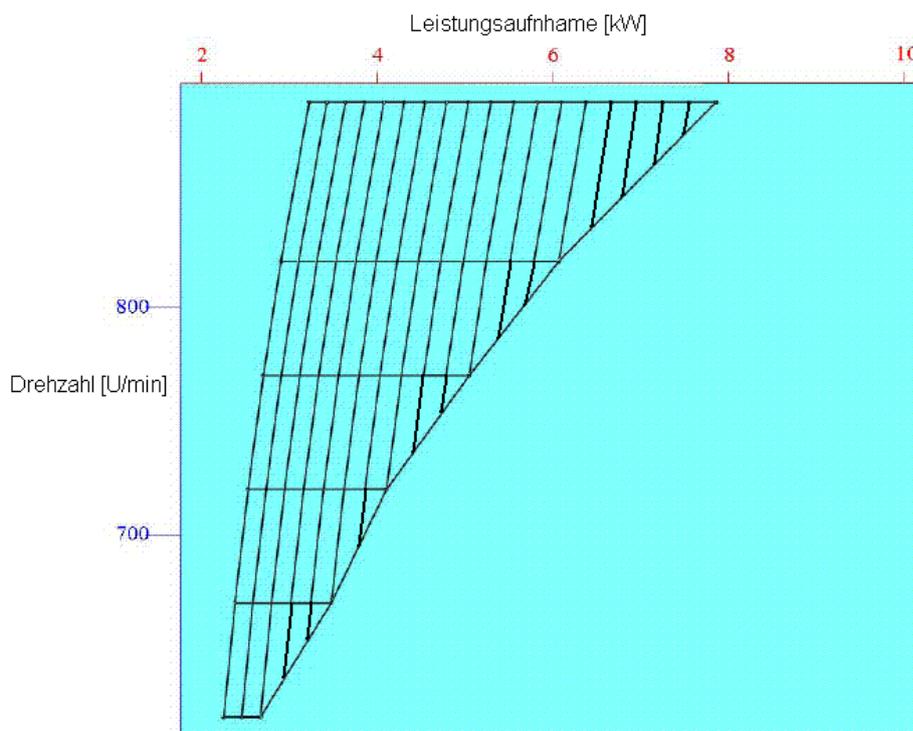


Abb. 10 Draufsicht charakteristischer Betriebsbereich

Weiterhin ist aus Abb. 10 ersichtlich, dass die Leistungsaufnahme bei gleich-bleibendem Gewicht variiert. Dies steht in direktem Zusammenhang mit den erhöhten schädlichen Verlusten bei erhöhten Drehzahlen. Wenn ein Hubschraubersystem mit variabler Nutzlast und Betriebszeiten eingesetzt werden soll, macht es also folglich Sinn, die benötigte Rotordrehzahl für die jeweilige Mission anzupassen. Es sollte die geringste mögliche Drehzahl gewählt werden, mit welcher gerade noch Tragfähigkeit in ausreichendem Maße hergestellt wird und noch genügend Leistungsreserven bietet. Soll das System automatisch

fliegen und dabei auf voreingestellte Autopilotensysteme zurückgreifen müssen, ist darauf zu achten die entsprechenden Regelparameter auf die Flugzustände mit variablen Massen und Drehzahlen einzustellen.

8.2.2.1 Erreichbare Flugzeiten von Systemen mit ca. 3 m Rotordurchmesser

Geht man von einem Hubschrauber in der Größenordnung von bis zu 3 m Rotordurchmesser aus, so haben die Rechnungen gezeigt, dass sich, bei gleichzeitiger Mitführung von Nutzlast und eines Autopilotensystems mit zusätzlich notwendiger Stromversorgung, eine Grenze der Flugzeit bei ca. 25 min bis 30 min einstellt. Eine Erhöhung der Flugzeiten ist entweder durch das Mitführen weniger Nutzlast, bzw. durch das Verwenden von Akkus mit geringerem Gewicht bei gleicher Leistungsfähigkeit möglich. Da in naher Zukunft Weiterentwicklungen bei der Akkutechnologie zu erwarten sind, ist es schon jetzt sinnvoll effiziente elektrische Antriebe auszulegen und zu betreiben.

8.3 TAP 1.2 Aufbau UAV Systeme

Die großen Drohnen AMPAIR 1 & 2 wurde für die speziellen Anforderungen des Projekts SOGRO ausgelegt. „AMPAIR“ steht dabei für **A**utonomous **M**ultipurpose **P**latform for **A**irborn **R**esearch. Die Hauptparameter der Drohne sind zur Übersicht in der folgenden Liste aufgeführt:

- Hauptrotordurchmesser: 2.97 m
 - Länge der Zelle: 2.75 m
 - Höhe: 0.9 m
 - Breite: 0.95 m
 - Leergewicht: ca. 24 kg
 - Maximales Abfluggewicht: 46.15 kg (laut Zulassung)
 - Hauptrotor: 2 Blätter + 2 Paddel
 - Hauptrotordrehzahl: 810 U/min
 - Heckrotor: 3 Blätter
 - Antrieb: elektrisch bis max. 10 kW
 - Flugakkus: max. 14s6p LiPo (51.8 V, 66 Ah)
-
- Für den Schwebeflug optimierte Systemkühlung
 - Autopilot
 - Hauptschalter von außen zugänglich
 - Hauptgetriebe über Zahnrad
 - Heckrotorgetriebestufe mittels Zahnriemen
 - Taumelscheibenauslegung 0 ° / 90 °
 - 4 Taumelscheibenservos
 - Zelle aus GFK / CFK
 - Carbon-Ausleger zum Heck
 - Auslegung für Dauerbetrieb
 - Werkzeugfreier Betrieb möglich (Akkuwechsel)
 - Zugelassen

8.3.1 Aufbau des System AMPAIR

Gesamtübersicht:

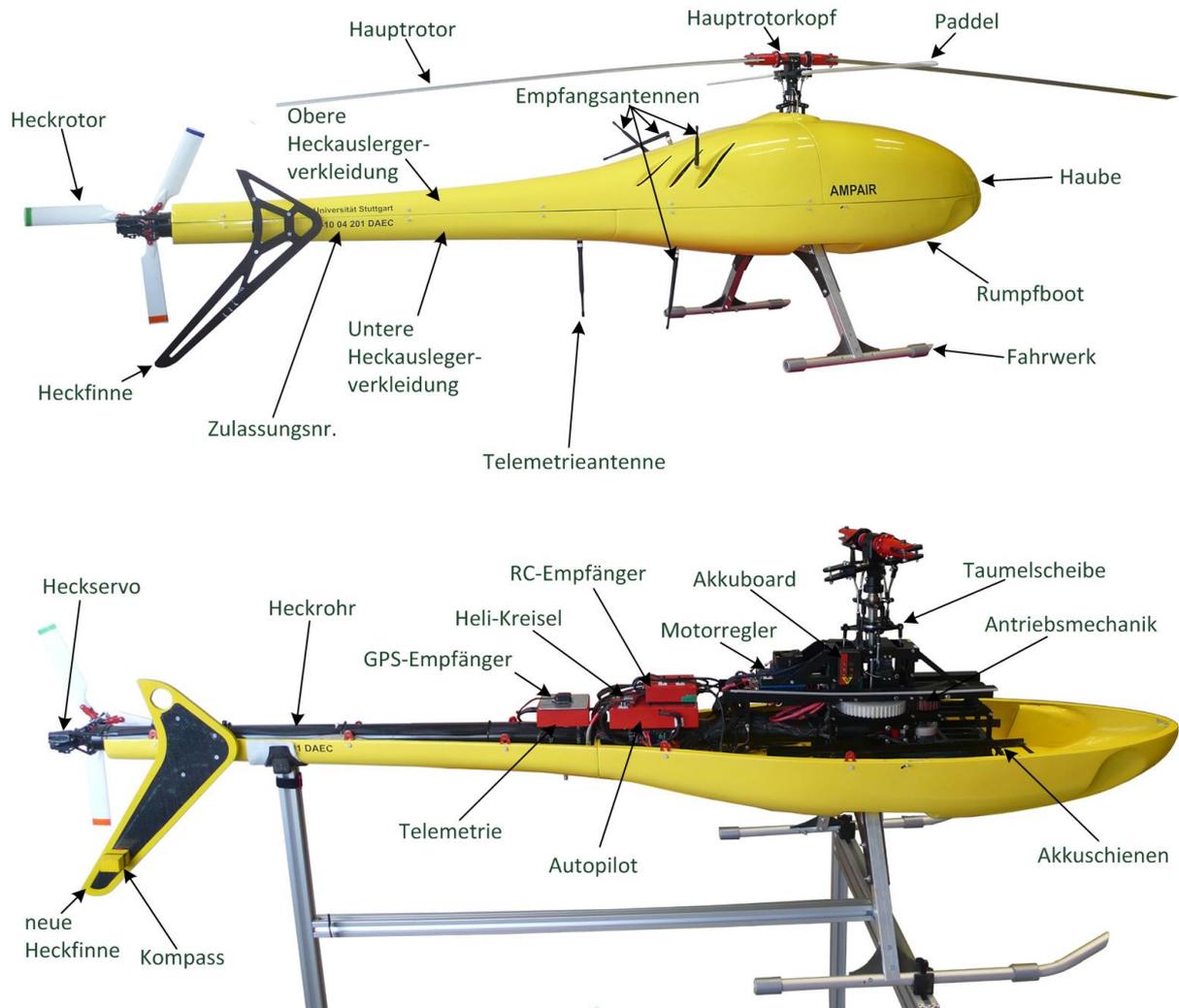


Abb. 11 Übersicht der wichtigsten Komponenten der Drohne

8.3.1.1 Verkleidung AMPAIR

Die Verkleidung des AMPAIR wurde aus GFK nach dem in Abb. 12 dargestellten Design gefertigt. Zusätzlich wurde die Verkleidung innen mit Spanten aus Balsa verstärkt. Diese Bauweise besitzt eine ausreichende Steifigkeit und Festigkeit bei möglichst geringem Gewicht.

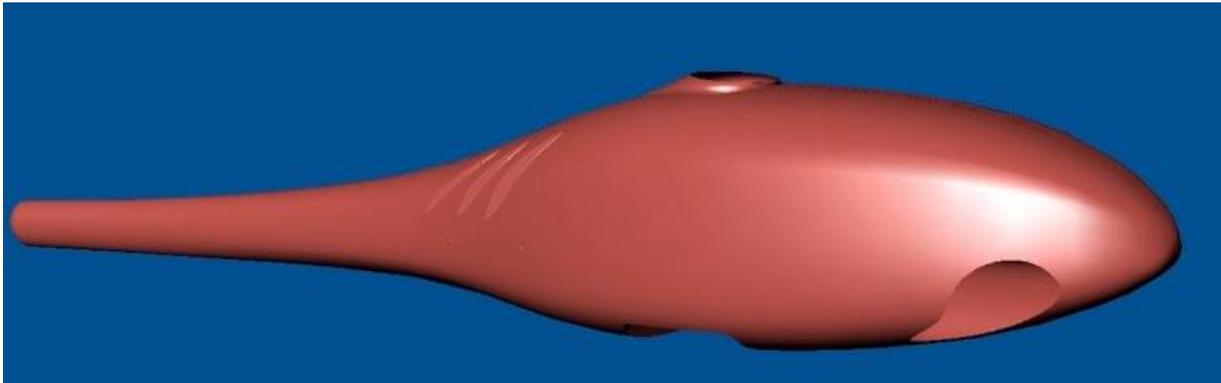


Abb. 12 Design der Verkleidung AMPAIR

Die Verkleidung dient hauptsächlich dem Schutz der Systemkomponenten und ist so gestaltet, dass auch im Schwebeflug eine ausreichende Kühlung der Systeme erfolgt.

Im Rumpfboot ist eine tragende Struktur verbaut. Diese stellt den Kraftschluss zwischen Antriebsmechanik und Fahrwerk her. Außerdem dient die Struktur im Rumpfboot der Aufnahme der Nutzlast. Dafür wurde im unteren Nasenbereich eine Aussparung von 30 cm x 15 cm ausgeschnitten. Diese Öffnung dient als Sichtfenster für das Kamerasystem der Nutzlast.

Die Heckauslegerverkleidung ist mit dem Heckrohr verbunden und wird durch dieses getragen.

8.3.1.2 Antriebsmechanik

In diesem Kapitel sind die wichtigsten mechanischen Bauteile des Antriebs beschrieben.

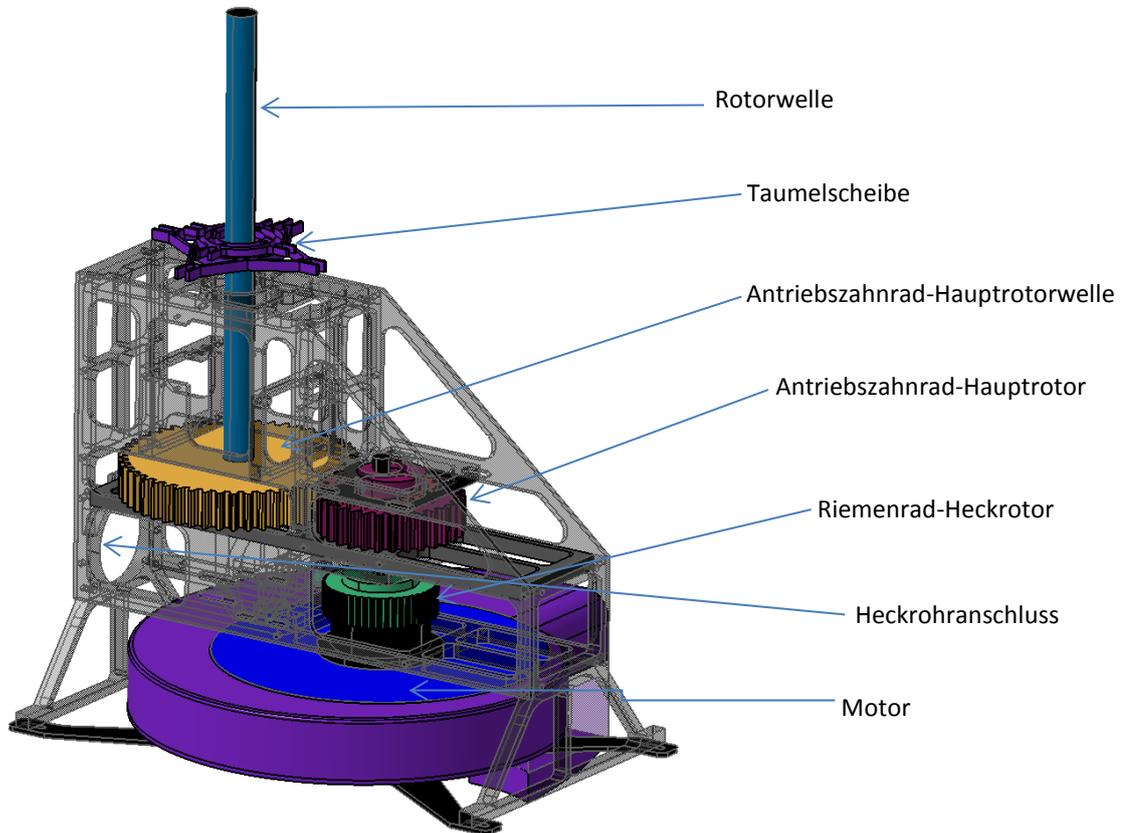


Abb. 13 Antriebsmechanik

Den Kern des Antriebs bildet ein Brushless-Elektromotor. Dieser treibt über eine Getriebeübersetzung sowohl den Hauptrotor als auch den Heckrotor an. Dabei wird die Hauptrotorwelle mit einem Übersetzungsverhältnis von 2 : 1 angetrieben. Der Heckrotor wird über einen Zahnriemen angetrieben. Dieser hat ein Übersetzungsverhältnis von 1 : 5,4.

Der Antrieb besitzt einen Freilauf, durch den das Fluggerät auch bei einem Ausfall des Motors im Autorotationsmodus gelandet werden kann. D.H. das es auch bei einem Ausfall des Motors zu keiner Blockade der Rotorwelle kommt. Dadurch kann sich der Hauptrotor weiter drehen und durch die entsprechende Anstellung der Hauptrotorblätter weiterhin Auftrieb erzeugen und in eine Art „Segelflug“ übergehen. Durch die mechanische Kopplung von Haupt- und Heckrotor ist auch im Autorotationsmodus eine Stabilisierung um die Gierachse möglich.

Die komplette Mechanik ist in einem Aluminium-Rahmen eingefasst. Eine kraftschlüssige Verbindung zum Heckrotor wird über ein Carbon-Rohr realisiert. Dieses leitet die Kräfte des Heckrotors in den Aluminium-Rahmen ein.

Die Verbindung zu der Verkleidung und Fahrwerk wird über vier Schrauben realisiert. Diese bilden auch die Verschraubung zwischen Motor und Aluminium-Rahmen.

8.3.1.3 Hauptrotorsystem

8.3.1.3.1 Hauptrotorkopf

Der Hauptrotorkopf nimmt die Hauptrotorblätter sowie die Paddel auf. Der Hauptrotorkopf stellt ein zentrales Bauteil eines jeden Hubschraubersystems da und unterliegt großen statischen und dynamischen Lasten. Um einen sicheren Betrieb gewährleisten zu können wurde die Festigkeit dieser Baugruppe gesondert untersucht. Die Ergebnisse dieser Untersuchung bilden einen Teil der Zulassungsunterlagen.



Abb. 14 Hautrotorkopf

8.3.1.3.2 Taumelscheibe

Die Steuerausschläge der Servos werden über die Taumelscheiben auf den Rotorkopf übertragen. Die Taumelscheibe wird über vier Digitalservos (Futaba BLS152) angesteuert.

In der durch den Hersteller gelieferten Version der Drohne war die Taumelscheibe mit einer virtuellen Taumelscheibenverdrehung versehen. Das bedeutet der feste Teil der Taumelscheibe (der durch die Taumelscheibenservos angesteuert wird) und der rotierende Teil (der den Rotorkopf ansteuert) Weisen eine Verschiebung in den Anlenkpunkten der Steuergestänge zu einander auf. (siehe Abb. 15)

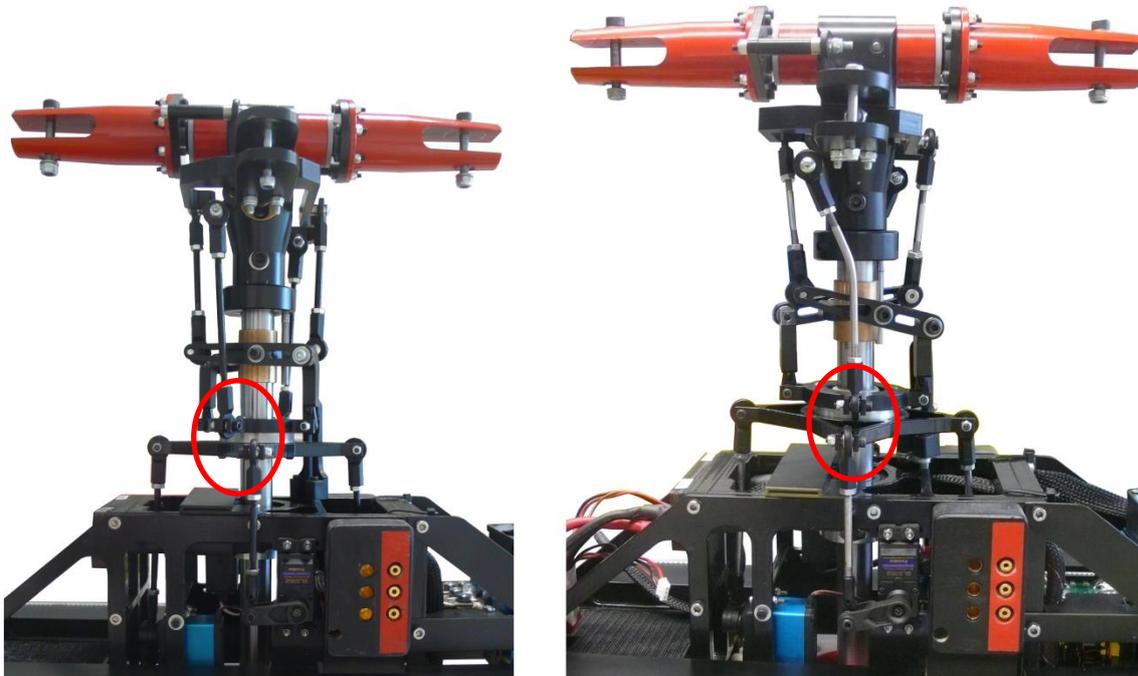


Abb. 15 Taumelscheibe mit virtueller Taumelscheibenverdrehung (links) und ohne (rechts)

Diese Verdrehung musste für den Betrieb mittels Autopiloten beseitigt werden, da diese nicht durch den MP2128Heli ausgeglichen werden kann. Deshalb wurden sie Steuerhebel zwischen Taumelscheibe und Rotor so angepasst, dass die eigentliche Steuerkinematik des Rotorkopfs nicht beeinflusst wird.

Hauptrotorblätter

Für den Hauptrotor kommen Aluminiumblätter der Firma m-blades zum Einsatz.

Um das System noch weiter für den Schwebeflug zu optimieren, wurden im Rahmen des Vorhabens neue Rotorblätter ausgelegt, um eine Effizienzsteigerung im Schwebeflug zu erreichen. Als Ergebnis wurde eine theoretische Effizienzsteigerung erreicht. Diese muss aber erst noch durch eine praktische Umsetzung validiert werden.

Paddel

Die Paddel bilden am Rotorkopf eine zweite Rotorebene. Die Paddel wirken während des Betriebs wie ein mechanisches Kreiselssystem und stabilisieren den Hubschrauber.

8.3.1.4 Heckrotorsystem

Das Heckrotorsystem besteht aus dem 3-Blatt Heckrotor, dem Heckrotorkopf und dem Riemenantrieb. Der Riemen verläuft vom Riemenrad auf der Motorwelle durch das Heckrohr zur Heckrotorwelle. Der Heckrotor wird über ein digitales Brushless-Servo vom Typ „Futaba BLS 352“ angesteuert.

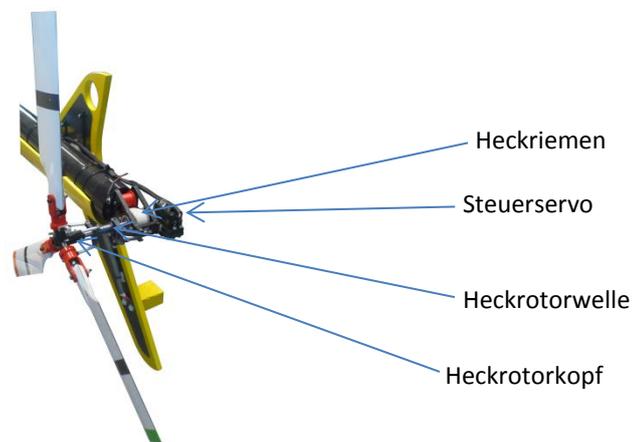


Abb. 16 Heckrotor

8.3.1.1 Landegestell

Die erste Version des Landegestells ist in Abb. 17 dargestellt. Das Landegestell besteht aus einem Schaumkern der mit einem Glasfaserkunststoffverbund als Außenhaut verstärkt wurde.



Abb. 17 Landegestell V1 (links) und neues Landegestell (rechts)

Dieses Fahrwerk hat sich allerdings bei den ersten Erprobungen des Fluggeräts als zu Schwingungsanfällig herausgestellt. In Drehzahlenbereichen leicht unter der eingestellten Drehzahl von 790-810 U/min des Hauptrotors kam es zu einem Aufschwingen/Vibrationseffekt des Systems um die Rollachse. Dieses Verhalten war auch bei Start und Landung zu beobachten.

Um einem Verlust des Fluggerätes aufgrund von Schwingungen zu verhindern (z.B. Bodenresonanz), wurde im Laufe des Projektes ein neues Landegestell entwickelt, das wesentlich steifer ausgelegt wurde. Außerdem wurde die Anbindung an das Rumpfboot des Fluggerätes versteift, um eine bessere Krafteinleitung zu gewährleisten und dadurch die Schwingungen zu unterdrücken.

Das neue Landegestell mit dem nun ein schwingungsfreier Betrieb möglich ist, ist in Abb. 17 auf der rechten Seite zu sehen.

8.3.1.2 Heckfinne

Wie auch das Landegestell wurde die erste Version der Heckfinne aus einem Schaumkern gefertigt der mit Glasfaserkunststoff als Außenhaut verstärkt wurde. Auch die Heckfinne wies eine zu geringe Steifigkeit auf und musste für einen schwingungsfreien Betrieb des Systems versteift werden. Mit der ersten Heckfinne kam es zu einer Schwingung des Heckauslegers um die Gierachse.

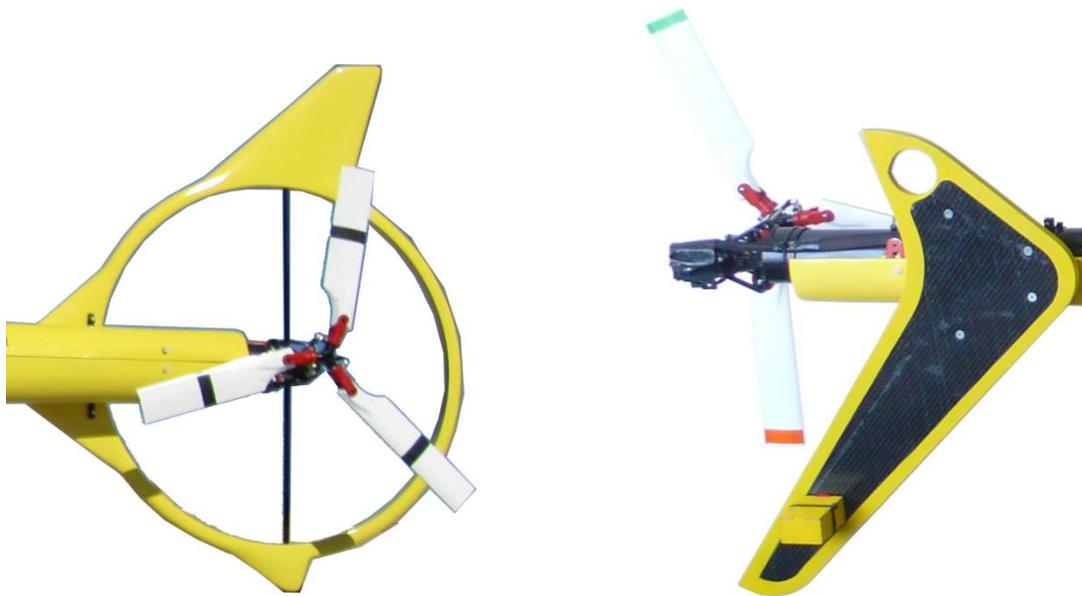


Abb. 18 Heckfinne Version1 (links) und modifizierte Heckfinne (rechts)

Die neue modifizierte Heckfinne besteht ebenfalls aus einem Schaumkern. Dieser wurde allerdings mit einem triaxialen Kohlenstofffaserkunststoffverbund verstärkt. Diese Bauweise führt zu einer ausreichenden Versteifung der Finne und der Anbindung, damit es zu keinem aufschwingen des Systems aufgrund der Heckfinne kommt.

8.3.1.3 Elektrische Systeme

8.3.1.3.1 Energieversorgung

Die Stromversorgung der einzelnen Systeme wird über drei voneinander getrennte Stromsysteme realisiert. Die Versorgungskreisläufe teilen sich in Motor-Strom, Servo-Strom und Logik-Strom. Diese sind einzeln zu schaltbar. Basis des Systems bildet der Logik-Strom. Er versorgt den MP2128Heli, die RC-Empfänger und die Telemetrie. Auf diese Weise können zum Beispiel Einstellungen verändert werden, ohne dass die Steuerservos durchgehend belastet werden.

Darauf aufbauend versorgt der Servo-Stromkreis die Steuerservos. Die Servos werden über die PowerBox versorgt. Die Steuersignale des MP2128Heli werden ebenso durch die PowerBox geschleift. Dadurch sind Logik und Servos Stromkries voneinander getrennt und Spannungsspitzen bzw. -einbrüche bei hohen Lasten werden nicht auf die sensible Logikelektronik übertragen.

Bei den Stromkreisen von Logik und Servos kann von teilredundanter Stromversorgung gesprochen werden. Eine redundante Stromversorgung konnte nur bis zu den PowerBoxen realisiert werden. Bis zu dieser Stelle bilden jeweils zwei Akkus zur PowerBox eine redundante Versorgung für Logik und Servo-Strom. Dadurch kann die Wahrscheinlichkeit eines Versagens des Systems durch einen Defekt oder Ausfall eines einzelnen Akkus verringert werden. Ab der PowerBox ist die Stromversorgung zu den einzelnen Komponenten nicht mehr redundant. Auf eine weitere Redundanz zu den einzelnen Komponenten wurde verzichtet da dies eine wesentlich höheren technischen und finanziellen Aufwand erfordert hätte und bisher für eine Zulassung des Fluggerätes nicht erforderlich ist.

Der dritte Stromkreis versorgt den Regler und den Motor. Dieser ist nicht redundant. Sollte es zu einem Ausfall des Motor-Stromkries kommen ist davon nur der Motor betroffen und die Steuerungssysteme arbeiten weiter, was eine Landung des Systems im Autorotationmodus weiterhin möglich macht.

Motor-Strom: Flugakku → 14S 2P 6P LiPo

Der Motor bzw. sein Drehzahlregler werden über einen eigenen Stromkreis versorgt. Angeschlossen werden die einzelnen Akkupacks über zwei Panels die links und rechts der Mechanik zwischen Regler und Hauptrotorwelle angebracht sind. Neben den Anschlusskontakten für die Akkus verfügt das Panel über einen „Blitzschutz“-Kontakt der zum „Vorladen“ des Motorreglers dient, um einen Lichtbogen bei Anschluss des ersten Flugakkus zu verhindern.

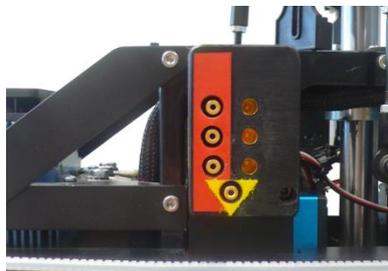


Abb. 19 Anschlusspanel für Flugakku

Die Flugakkus sind speziell für die UAV-Drohne „AMPAIR“ konfektioniert. Jedes Akkupack besteht aus 14 Zellen. Für einen durchgehenden Betrieb wurden 12 Akkupacks hergestellt.

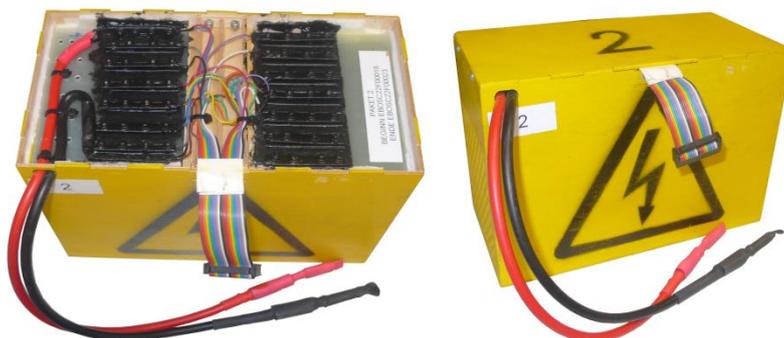


Abb. 20 Flugakku Ampair

Servo-Strom: Servoakku → 5S 1P NiMH, 6 V, 4000 mAh

Dieser Stromkreis versorgt die Servos der Taumelscheibe und des Heckservos. Für die Versorgung stehen zwei 5S 1P NiMH zur Verfügung die über eine PowerBox (Stromweiche) miteinander gekoppelt sind und so eine teilredundante Stromversorgung sicherstellen.

Logik-Strom: Logikakku → 2S 1P LiPo, 7.4 V, 3200 mAh

Die Logikakkus versorgen Autopilot, Telemetrie und RC-Empfänger. Wie beim Servo-Strom werden hier zwei 2S 1P LiPo über eine PowerBox miteinander gekoppelt.

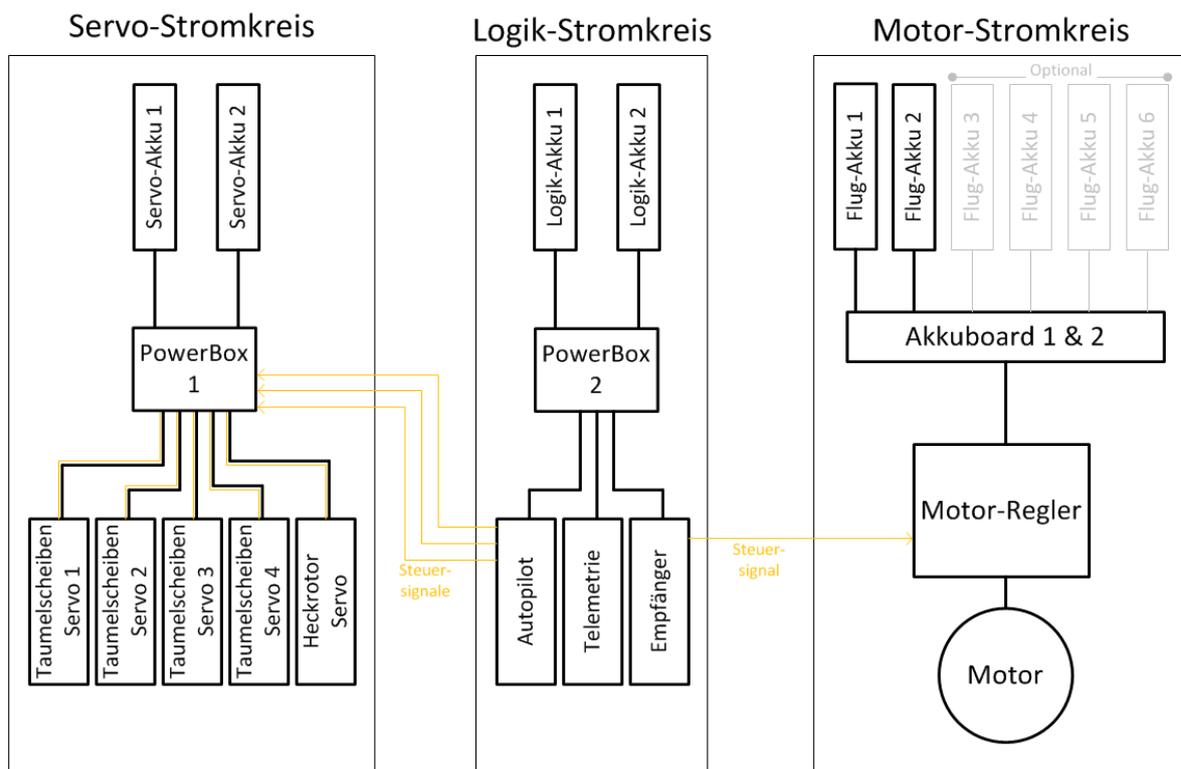


Abb. 21 Übersicht der einzelnen Stromkreise

Befestigung der Akkus

Die Flugakkus werden durch Akkuschiene aufgenommen. Diese sind mit dem Aluminiumrahmen der Mechanik verbunden. Sie bieten auf beiden Seiten der Mechanik die Möglichkeit bis zu drei Flugakkus aufzunehmen. Die Akkus werden mit Hilfe von Gurten auf den Schienen befestigt. Die Akkus für Logik und Servos werden auf einer kleinen Plattform im vorderen Bereich des Hubschraubersystems mittels Klettverbindung befestigt.



Abb. 22 Akkuschiene

Da die Akkus eine große Schwungmasse darstellen, wurde die erste Akkuaufnahme modifiziert, um Probleme durch Schwingungen zu vermeiden.

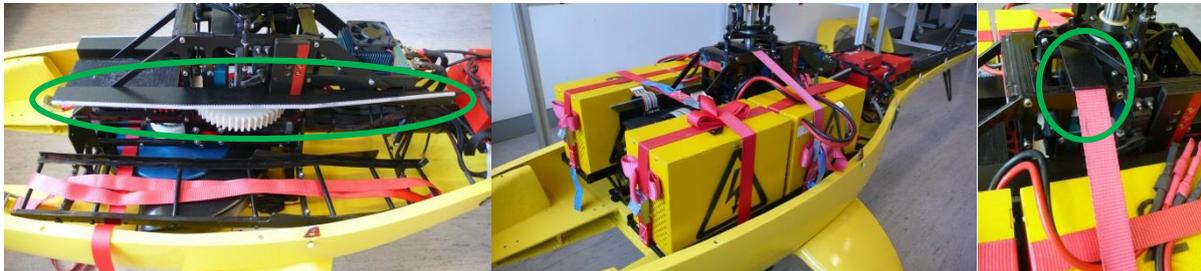


Abb. 23 Verspannanschlag für Akkus (links); integrierte und verspannte Akkupacks (mitte); Gurtdurchführung an Taumelscheibe (rechts)

Durch den Verspannanschlag und die zusätzlichen Gurte ist eine Bewegung der Akkus um die Rollachse unterbunden. Durch die feste Verbindung von Akkumulatoren und Getriebe-mechanik sind zwei hohe Massen zu einer nur noch gemeinsam beweglichen Masse verschmolzen, was zu einer deutlichen Reduzierung der resultierenden Eigenfrequenz führt. Stellen an denen der Gurt durch die Mechanik geführt wird, wurden mit Führungselementen für die Gurte ausgestattet, um den Kontakt zwischen Gurt und beweglichen Teilen zu verhindern. Der Schritt zur Optimierung der Akkuschiene wurde als letzter zur Unterbindung der auftretenden Schwingungen durchgeführt und erzielte das gewünschte ruhige und harmonische Laufverhalten des Helikopters.

8.3.1.3.2 Motor

Als Antriebsmotor für das Hubschrauberdrohnen System kommt der „HPD-10“ der Firma Geiger Engineering zum Einsatz. Dieser bürstenlose Außenläufermotor wurde aus den folgenden Gründen ausgewählt:

- Flache Bauweise → dies ermöglicht eine Montage unter der Getriebemechanik (s. Abb. 13)
- Niedrige Drehzahl, bei gleichzeitig hohem Drehmoment. Bei zu hohen Drehzahlen würden die durch die Rotorblätter erzeugten Zugkräfte auf den Rotorkopf zu groß. Ein ausreichendes Drehmoment wird benötigt, um ein einbrechen der Drehzahl bei Lastwechseln am Rotorkopf zu vermeiden.
- Geringes Gewicht → Leistungsgewicht ca. 2,67 kW/kg
- Hohe Lebensdauer bei geringem Wartungsaufwand

8.3.1.3.3 Motorregler

Als Regler für den Antriebsmotor kommt der „DST-10“ der Flytec AG zu Einsatz. Aufgabe des Reglers ist die Kontrolle der Drehzahl.

Mit der ersten Version des Reglers sind mehrfach Schwierigkeiten mit der Motorsteuerung aufgetreten. Diese mussten für die Zulassung des Gesamtsystems behoben werden. Da die genaue Ursache nicht festgestellt werden konnte, wurde die Ursachenforschung an den Hersteller übergeben. Als Ergebnis dieser Untersuchung wurde eine neue Reglergeneration entwickelt, die für den Betrieb des AMPAIR-Systems optimal ist. Für den Einbau des neue Reglers muss die Aufnahme für den Motorregler umkonstruiert werden. Um die Kühlleistung und damit die Ausfallsicherheit des Reglers zu verbessern, ist neben der passiven Kühlung noch eine aktive Kühlung installiert.

Anschließend an die Integration konnte die Funktionstüchtigkeit des Reglers erfolgreich getestet werden.

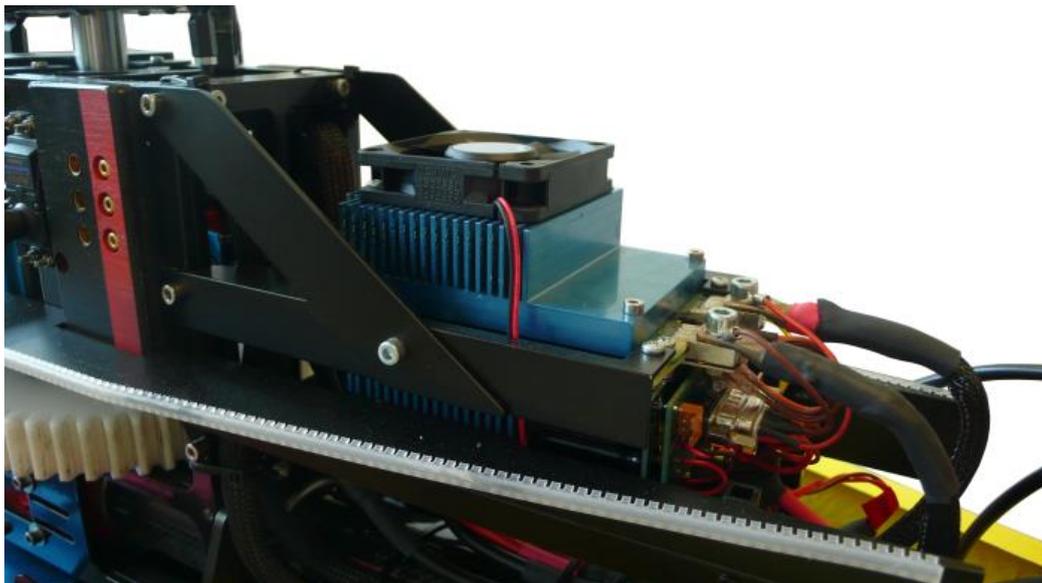


Abb. 24 Eingesetzter Motorregler

8.3.1.4 Integration des Autopiloten MP2128HELI

8.3.1.4.1 Integration der Autopiloten-Hardware und der Sensorik

Wie in Abb. 11 zu sehen wurde die Box mit dem Autopiloten auf dem Heckrohr befestigt. Die einzelnen Platinen des Autopiloten sind auf einem Rahmen montiert und über Gummidämpfer mit der Box verschraubt. Durch die Gummidämpfer sollen Schläge, Stöße und Vibrationen abgefangen beziehungsweise gedämpft werden. In der Box ist die komplette Elektronik des Autopiloten wie in Abb. 25 zu sehen verbaut. Lediglich der elektronische Kompass wurde nach ersten Testläufen wegen EMV-Problemen neu platziert. (siehe 8.3.1.4.1.1)

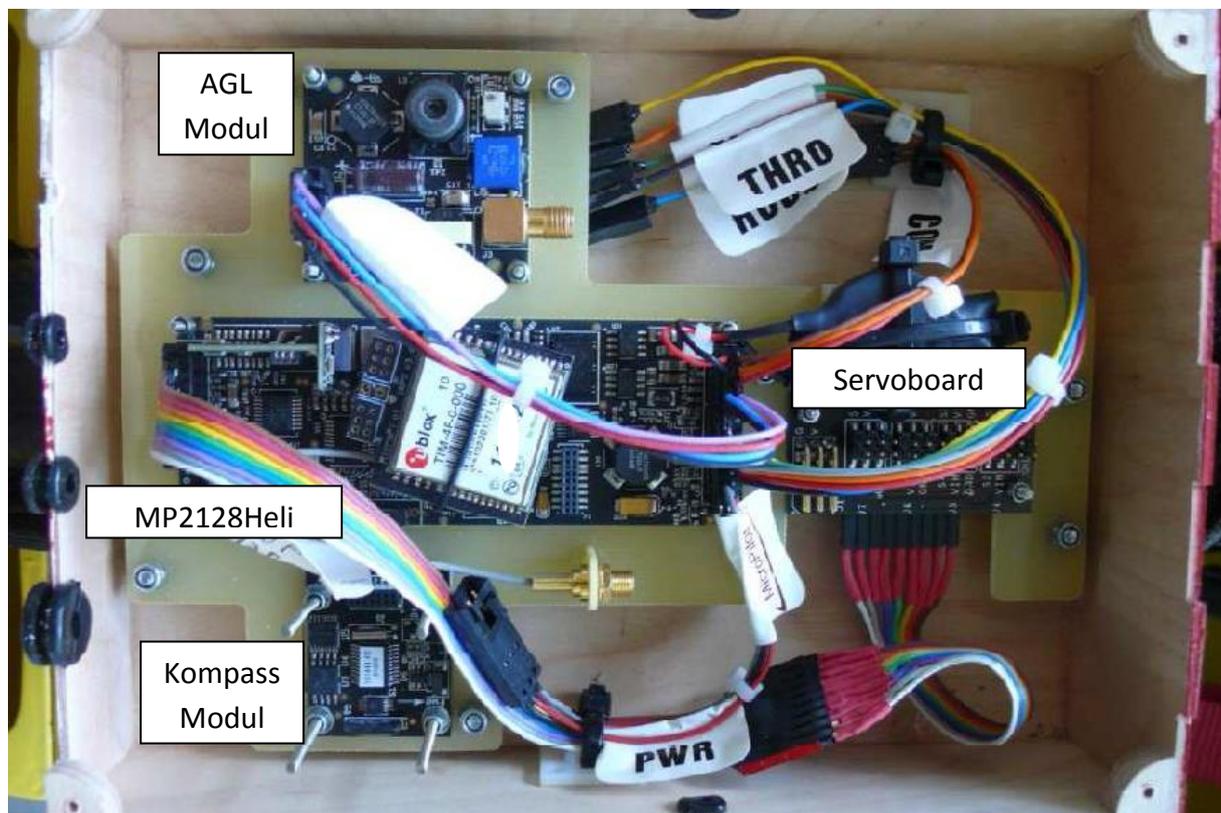


Abb. 25 Übersicht MP2128Heli

8.3.1.4.1.1 Positionierung des Kompass-Moduls

Bei den ersten Testflügen zeigte sich das der starke Elektromotor ein starkes elektrisches Feld erzeugt, das zu Störungen der Kompasswerte führt. Diese Werte sind aber zwingend notwendig für die Bestimmung des Heading der Helikopterdrohne. Im Hover-Modus (Schwebeflug) ist der elektronische Kompass die einzige Möglichkeit die „Blickrichtung“ der Drohne zu ermitteln. Ohne dies ist nur eine Lagestabilisierung des Systems möglich. Für die Wegpunktnavigation muss dieses Problem behoben sein.

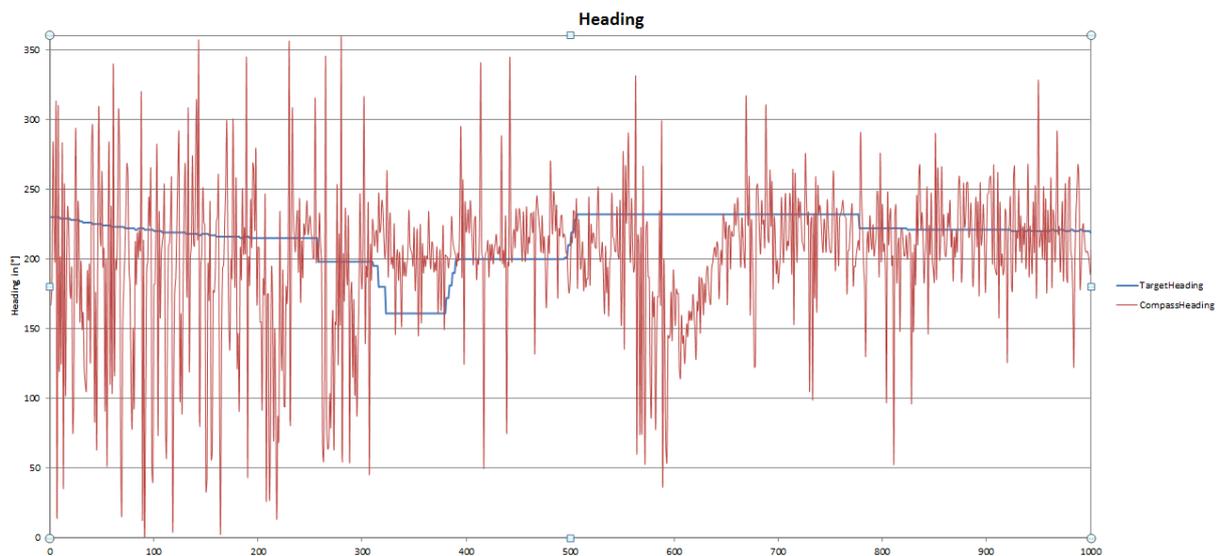


Abb. 26 Durch Motor gestörten Datenlog des Kompasses

Problematisch gestaltet sich bei dem Kompass, dass er nicht einfach wie andere elektrische Systeme eine Schirmung erhalten darf. Eine Schirmung gegen das elektromagnetische Feld des Motors würde gleichzeitig eine Abschirmung des Erdmagnetfeldes – welches für die Kompassmessung nötig ist – bedeuten. Aus diesem Grund wurde nach einer Position gesucht bei der es zu keiner Beeinflussung des elektrischen Kompasses durch andere elektromagnetische Felder außer dem Erdmagnetfeld kommt.

Zur Ermittlung einer geeigneten Position wurde der Kompass an verschiedenen Stellen des Drohnensystems verbaut und im Flug getestet. Dabei hat sicher herausgestellt das sich die einzige Position zur Messung akzeptabler Kompasswerte am unteren Ende der Heckfinne befindet.

Im vorderen und mittleren Bereich der Drohne ist die Einwirkung durch den Elektromotor zu stark. Im hinteren Bereich (Heckrohr) ist es nicht möglich Messwerte zu erfassen, da der Heckriemen wie ein Bandgenerator wirkt und ein eigenes elektrisches Feld erzeugt.

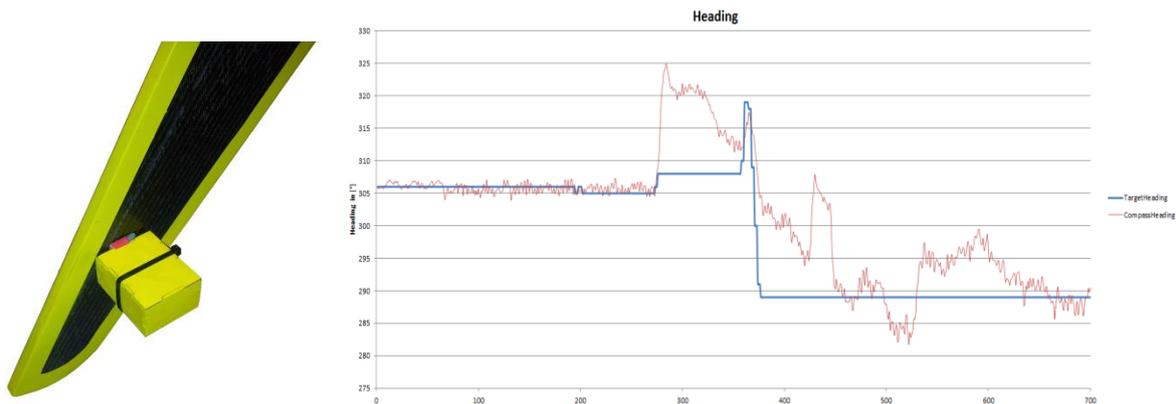


Abb. 27 Kompass-Position an der Heckfinne (links); Messwerte des Kompass an der neuen Position (rechts)

8.3.1.4.1.2 Positionierung des GPS – Empfängers

Der GPS-Empfänger wurde auf der Telemetriebox positioniert. Als Unterlage dient eine Metallplatte um die Empfangsqualität zu verbessern. Voraussetzung für die möglichen Einbaupositionen des GPS-Empfängers ist lediglich eine frei Sicht nach oben. Diese ist an der gewählten Position gegeben und durch die GFK-Verkleidung treten keine Abschattungseffekte auf.



Abb. 28 GPS-Antenne auf Telemetriebox

8.3.1.4.1.3 Positionierung des AGL-Sensors

Der Sensor ist geschützt im Rumpf hinter dem Landegestell verbaut.



Abb. 29 AGL-Sensor an der Rumpfunterseite

Mehrere Tests haben ergeben, dass der Sensor bis zu einer Höhe von 7 m gut arbeitet. Lediglich starkes Abfangen mit starken Schlaggeräuschen des Hauptrotors des Helikopters können zu Störungen führen.

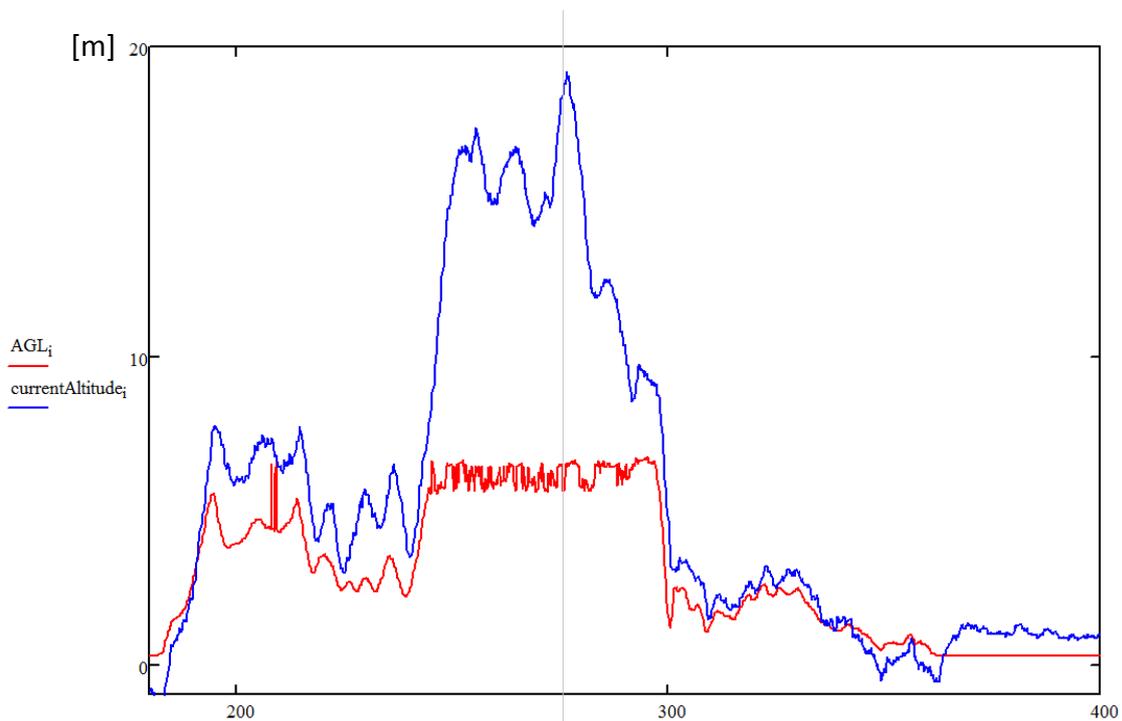


Abb. 30 AGL Höhe (rot) und Höhe über Luftdruck (blau)

[s]

8.3.2 Steuerungs- und Kommunikationssysteme

8.3.2.1 Sender

Zur Steuerung der Drohne für die Einstellung des Systems kommt eine handelsübliche RC-Steuerung zum Einsatz. Je nach voreingestelltem Mode des Autopiloten hat der Pilot verschiedene Steuermöglichkeiten (siehe hierzu Kapitel 8.1).



Abb. 31 RC-Steuerung

8.3.2.2 Empfänger

Als Empfänger für die Steuersignale des RC-Senders kommt zwei „S3D-10“ der Firma acteurope zu Einsatz. Die Empfänger verfügen über 10 Kanäle für die Steuerung des Helikoptersystems. Diese Empfänger bieten den Vorteil, dass sie mittels „Diversity-Synchro-Link“ gekoppelt sind und ihre Empfangssignale untereinander austauschen. Da jeder

Empfänger über zwei Antennen verfügt ist eine gute Aufrechterhaltung der Funkverbindung auch bei frequenzspezifischen oder räumlichen Störungen möglich. Ein weiterer Vorteil dieses Systems ist das die Signale über zwei verschiedenen Trägerfrequenzen vom Sender zum Empfänger übermittelt werden. Die empfangenen Signale werden von jedem Empfänger getrennt ausgewertet, gewichtet und mit dem anderen ausgetauscht.

Um eine möglichst große räumliche Abdeckung mit den Empfangsantennen zu erzielen wurde folgende Anordnung gewählt:



Abb. 32 anordnung der Empfangsantennen des AMPAIR

8.3.2.3 Telemetrie

Als Telemetriemodem kommt das „ARF53“ von ADEUNIS RF mit einer Trägerfrequenz von 869 MHz zum Einsatz. Das Modem ist hinter dem Autopiloten auf dem Heckrohr installiert. Es ist wie der Autopilot geschützt in einer Box untergebracht.

Das Modem dient der Kommunikation zwischen Bodenstation und Autopilot.

Voraussetzung für die Trägerfrequenz des Telemetriemodems ist das es zu keiner Beeinflussung des 2,4 GHz kommt, da auf dieser Frequenz die Kommunikation zwischen Sender und Empfänger der RC-Steuerung läuft.

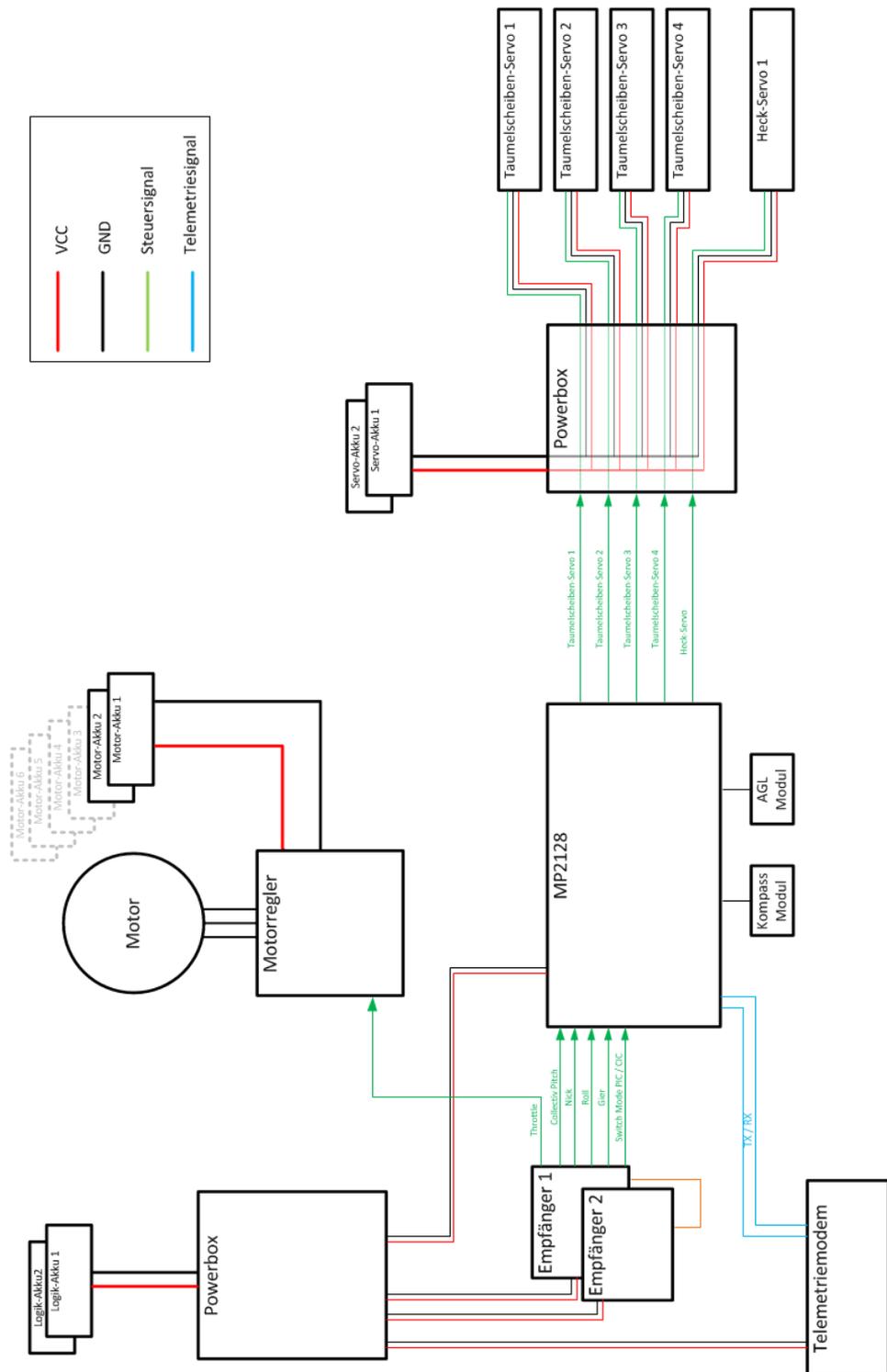


Abb. 33 Systemübersicht

8.3.3 Integration der Nutzlast

Das Helikoptersystem AMPAIR sollen im Rahmen des Projekts SOGRO als Nutzlastträger fungieren. Zum Einsatz kommt ein sich selbst stabilisierendes Kamerasystem der Universität Paderborn, welches im vorderen Bereich des Hubschraubers integriert wird. Es zeichnet on-board Daten auf und sendet über eine Funkverbindung Echtzeitdaten an eine Bodenstation. Die Nutzlast hat eine quaderförmige Außenabmessung von 30x15x18cm und eine Masse von ca. 5kg. Sie verfügt über eine eigene Spannungsquelle. Im Folgenden wird kurz die mechanische Integration und die Durchführung von Flugversuchen beschrieben.

8.3.3.1 Mechanische Integration

Die Nutzlast besteht aus einer Rahmenkonstruktion aus Aluminiumprofilen, in welche die elektronischen Komponenten und die Objektiv zur optischen Erfassung untergebracht sind. Zum Schutz vor Verschmutzungen ist die Rahmenkonstruktion mit dünnwandigem Plexiglas verkleidet. Nach unten hin ist das Gehäuse geöffnet. Zur Kühlung der elektronischen Komponenten sind Lüfter in die Gehäuseverkleidung integriert. Die Anbindung an die Struktur der Hubschrauber erfolgt über 6 Schraubverbindungen über der Nutzlastöffnung in der Nase des Hubschraubers.

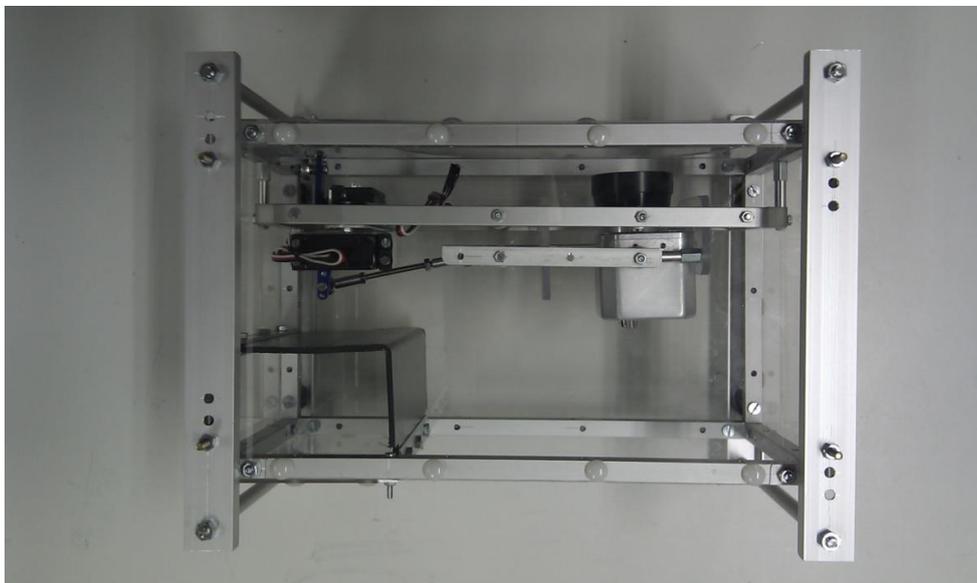


Abb. 34 Nutzlastrahmen



Abb. 35 integrierte Nutzlast

Die Verschraubungspunkte wurden über Gummidämpfer ausgeführt, damit sich die Vibrationen der Hubschraubermechanik nicht in vollem Maß auf die Nutzlast übertragen können und die optischen Sensoren beeinflussen. Der Akkumulator für die Stromversorgung wurde bei der Stromversorgung für das Autopilotensystem und Aktuatoren untergebracht, damit nicht zu viel Masse abseits des Schwerpunkts des Hubschraubers liegt. Bei der Befestigung der Flugakkus muss darauf geachtet werden, dass Gesamtschwerpunkt des Hubschraubers korrekt eingestellt ist. Hierfür wurden die Akkus auf der Befestigungsschiene ca. 10cm nach hinten versetzt.

8.3.3.2 Flugversuche

Vor dem ersten Flug erfolgte ein Standlauf in welchem verifiziert wurde, dass die zusätzlich angebrachte Masse in der Hubschraubernase keine zusätzlichen Vibrationen auf die Hubschraubierzelle hervorruft. Nachdem dies nicht der Fall war, wurden die ersten Flüge durchgeführt. Dabei wurde die Funktionsweise der Nutzlast überprüft. Es wurden Schwebeflüge in verschiedenen Höhen durchgeführt. Die Flüge verliefen ohne Probleme. Die

Nutzlast liefert die erwarteten Resultate und wirkte sich dabei nicht schädlich auf das Flugverhalten des Hubschraubers aus. Die potentielle Flugzeit mit einem Akkusatz verringert sich durch das zusätzliche Gewicht um ca. 2 Minuten.

8.4 TAP 1.3 Aufbau von Mockup Systemen zur Einstellung der Autopilotensysteme

Kapitel nach [5]

Mit Hilfe des Mockup-Systems wurden erste Erfahrungen mit dem Autopilotensystem gesammelt. Das System kann alle Aufgaben und Funktionen die das spätere System erfüllen muss in einem experimentellen Stadium durchführen. Allerdings ist nur die Erprobung des Autopiloten möglich. Ein Test der Nutzlast der Universität Paderborn ist mit diesem System auf Grund seiner sehr geringen Nutzlastkapazität nicht möglich.

Durch die Erfahrung die mit Hilfe des Mockup-Systems gesammelt werden können, ist ein einstellen der UAV-Drohnen „AMPAIR 1 & 2“ mit einem wesentlich geringerem Risiko behaftet.

Außerdem können mit Hilfe das Mockup-System schon zu Beginn des Vorhabens die Autopiloten erprobt werden. Die Systeme „AMPAIR 1 & 2“ können erst nach einer zeitintensiven und aufwendigen Zulassungen erprobt und eingestellt werden.

Für die Auswahl des Mockup Systems müssen folgende Kriterien beurteilt werden, um ein geeignetes System auf dem Markt aus zu wählen:

- Rotordurchmesser
- Gewicht des Trägersystems
- Art des Antriebes
- Ansteuerung der Taumelscheibe
- Positionierung der Komponenten
- Verwendete Materialien

Als bestes Trägersystem kristallisierte sich der Modellhubschrauber *ALIEN 600* (Abb. 36) der Firma *Heli Professional* heraus. Er erfüllt die meisten an das System gestellten Anforderungen und ist dadurch eine optimale Basis für den Umbau zum Mockup System.



Abb. 36 Trägersystem Alien 600 (Zustand: RC-Modell)

Länge	1080 mm
Höhe	350 mm
Rotordurchmesser	1500 mm
Leergewicht inkl. Autopilot	1595 g
Rotorblätter	m-BLADE S-65 (Aluminium)

Tabelle 5 Basisdaten ALIEN 600

8.4.1 Aufbau des Mockup Systems

Um den MP2128 am Helikoptersystem zu befestigen wird eine Trägerkonstruktion aus GFK angebaut. Alle System-Komponenten des MP2128HELI sind auf einer weiteren Trägerkonstruktion montiert. Diese wird unter dem Rumpf aufgehängt.

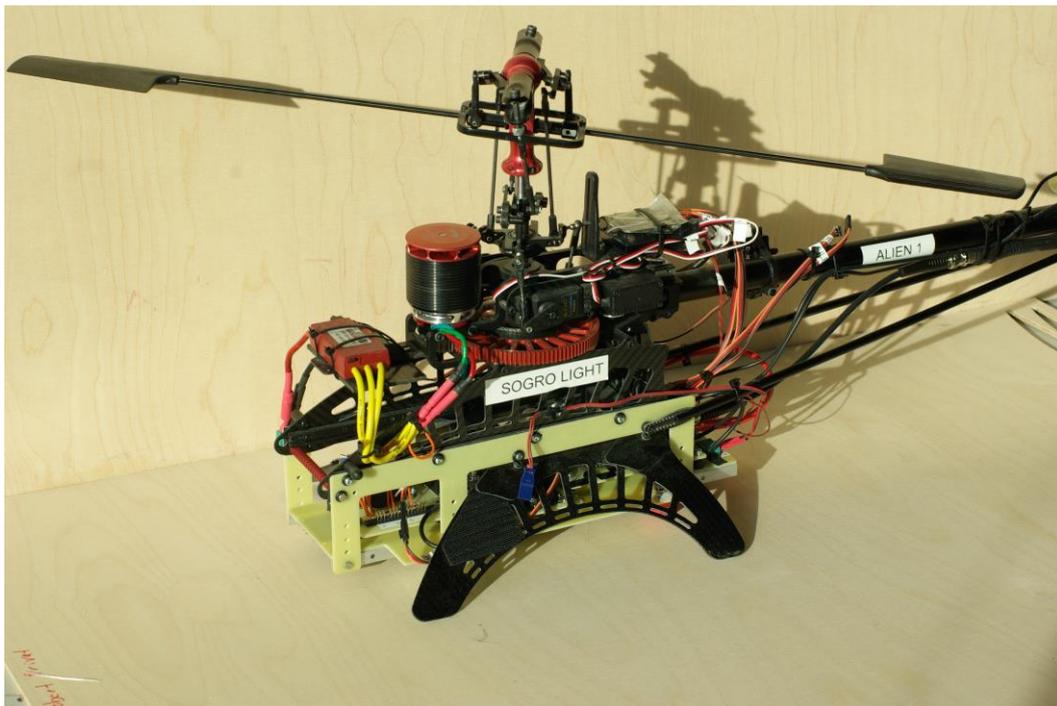


Abb. 37 Anbau der Trägerkonstruktion zur Aufnahme des MP2128HELI

Um eine möglichst optimale Dämpfung zu erreichen, wurde der starre Lastpfad der Aufhängungen an drei Stellen durch Dämpfer unterbrochen. Für die Dämpfer kommen Dämpfungsmaterialien mit verschiedenen Charakteristiken zur Anwendung, um ein möglichst großes Spektrum an Schwingungsfrequenzen zu unterdrücken.

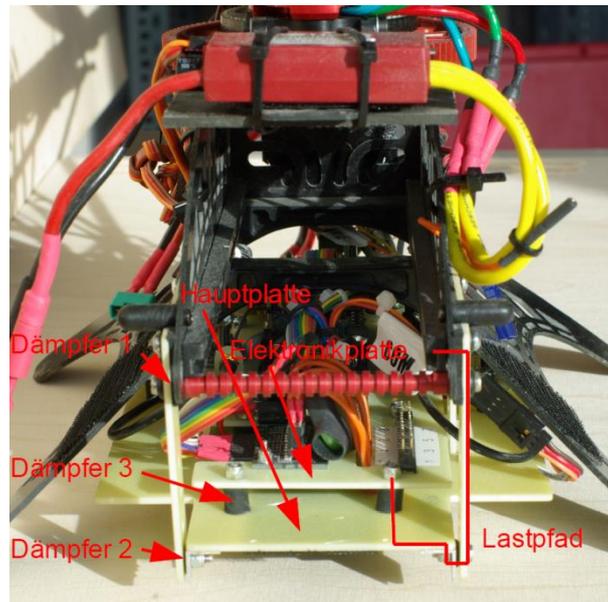


Abb. 38 Gedämpfte Aufhängung des Autopiloten

Die Aufhängung besteht dabei aus einer Hauptplatte, welche unter dem Rumpf an senkrechten Streben hängt, und der Trägerplatte für die elektronischen Komponenten, welche über Dämpferelemente auf der Hauptplatte befestigt ist.

Dämpfung besteht außerdem zwischen den senkrechten Streben und der Hubschraubermechanik sowie zwischen den Streben und der Hauptplatte.

8.4.1.1 Befestigung der Sensorik

AGL-Sensor: Für erste Versuche wurde die AGL auf einer Plattform in der Mitte des Heckauslegers befestigt. Der Sensor konnte nicht auf dem Trägerbett der Autopiloten-Elektronik befestigt werden, da eine Mindesthöhe vom Boden von 20 cm eingehalten werden muss. In den ersten Flugversuchen zeigten sich allerdings das dieser Abstand durch leichte Nickbewegungen des Mockup-System bei Start und Landung unterschritten wird. Daher wurde der Sensor ans Heck verlegt. An dieser Position ist eine Befestigung auf einer Höhe von 24 cm möglich, was einen reibungsfreien Betrieb ermöglicht.

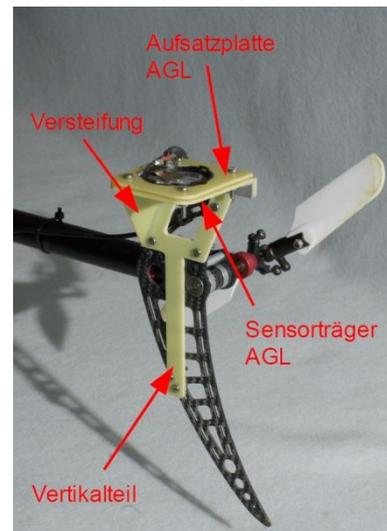


Abb. 39 AGL-Sensor am Heck

GPS: Das GPS ist auf einer Plattform in der Mitte des Heckauslegers befestigt. An dieser Stelle hat die GPS-Antenne freie Sicht zu den GPS-Satelliten. Außerdem sind durch den Einbau an dieser Stelle die Abschattungseffekte durch die Hubschrauberstruktur minimiert.

Drucksensor: Der Drucksensor für den statischen Druck dient der Bestimmung der Flughöhe. Die Flughöhe kann nicht allein aus den GPS-Höhendaten ermittelt werden, da diese eine zu geringe Genauigkeit aufweisen und nur mit einer Frequenz von 4 Hz aktualisiert werden. Auch in Kombination mit den Daten aus den Beschleunigungssensoren ist eine Ermittlung der Flughöhe nicht möglich, da sich die entstehenden Messfehler über die Zeit aufaddieren.

Der Einbau des statischen Drucksensor stellte auch in Hinblick auf die Positionierung der Drucköffnung ein Problem dar, da sich diese wegen

des Downwash des Helikopters, sowie der Bewegung in alle Raumrichtungen nicht einfach in den Rumpf wie bei Flächenflugzeugen integrieren lässt.

Um diesen Effekten entgegen zu wirken, wurde die Öffnung an ein Rohrkreuz angeschlossen. Dieses ermöglicht eine stetige Durchströmung und eine senkrechte Messung des statischen Drucks zur Strömungsrichtung. Zur Dämpfung von Druckstößen bei Lastwechseln des Rotors wurde das Kreuz an einer geschützten Stelle am Anschluss des Heckrohrs angebracht und in Gaze-Gewebe verpackt.

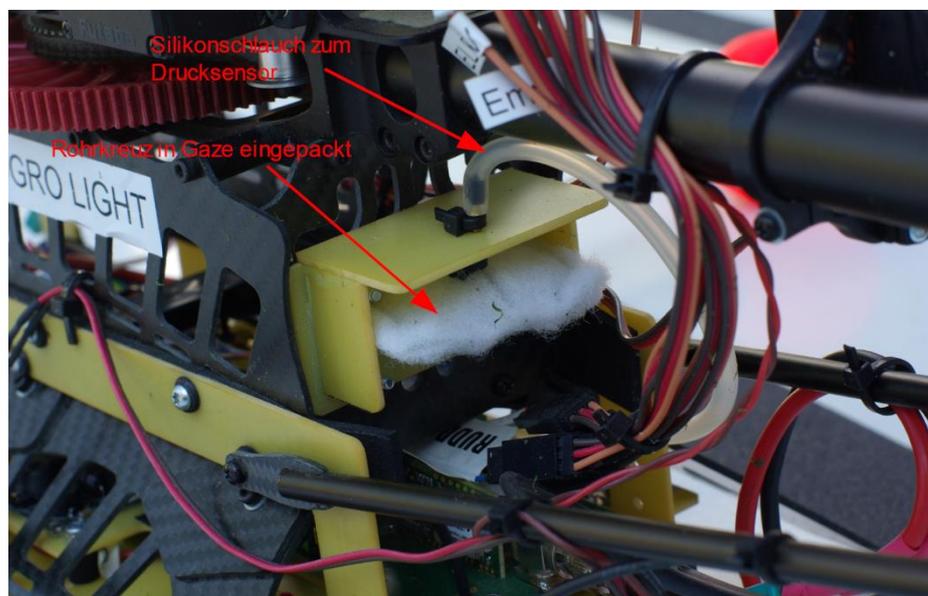


Abb. 40 Einlass des statischen Drucksensors

8.4.2 Systemübersicht

Der Versuchsträger ist aus den folgenden Systemkomponenten aufgebaut:

- Modellhubschrauber Heli Professional ALIEN E-CF 600
- Servos Futaba BLS252 (Taumelscheibe) 3x
- Servo SAVOX SH-1290MG (Heckrotor)
- Empfänger Futaba R6014FS
- Motorregler Kontronik Jive 80+ HV
- Antriebsmotor Kontronik PYRO 30-14
- Gyro AVCS GY520
- Autopilot MP2128HELI inkl. AGL-Sensor, Servo-Board, 3D-Kompass
- Telemetrie-Modem AdeunisARF53

8.4.3 Elektrischer Aufbau des UAV

8.4.3.1 Stromversorgung

Akku 1:	Flugakku
	10S LiPo, 37 V, 4800 mAh, 1320 g
Akku 2:	MP2128HELI / Telemetrie
	2S LiPo, 7.4 V, 2500 mAh, 150 g
Akku 3:	Servos / Empfänger
	Zellen NiMH, 6 V, 2000 mAh, 140 g

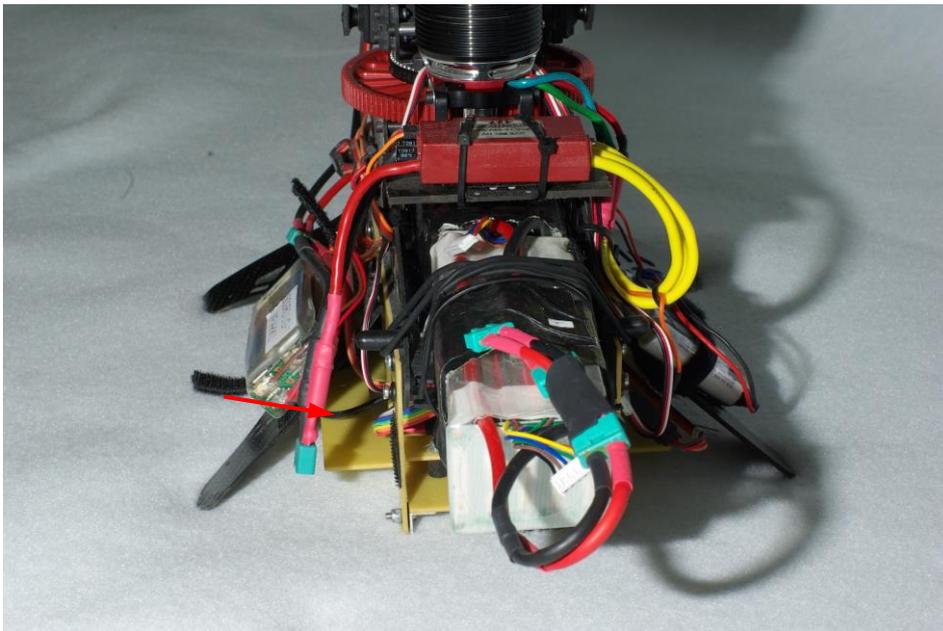


Abb. 41 Anordnung der Akkus am Mockup-System

8.4.3.2 Verkabelung des Mockup

Der Größte Teil der Verkabelung wurde wie durch die Herstelle vorgegeben durchgeführt. (siehe Abb. 42) Einzelne Sonderfälle und Abweichungen sind im Folgenden aufgeführt.

In die Stromversorgung für Autopiloten und Telemetrie wurden jeweils Schalter integriert, da diese über keine Hardware- oder Softwareschalter verfügen über die sie an- und ausgeschaltet werden bzw. neu gestartet werden können.

Zur Übertragung der Telemtriedaten wurde nur Tx/Rx zwischen Modem und MP2128Heli verbunden. Da beide am selben Stromkreislauf hängen kann auf eine zusätzliche Masseverbindung (GND) verzichtet werden.

Die Versorgung des RC-Empfänger wird über den Servo-Stromkreis realisiert. Daher muss bei der Weitergabe der Steuersignal neben dem Steuersignal auch eine Masseverbindung zwischen Empfänger und Autopiloten bestehen. Aus Sicherheitsgründen wird das Steuersignal für den Motor direkt vom Empfänger an den Motorregler weitergegeben und die Kontrolle des Motors bleibt immer beim Piloten. Dadurch soll ein versehentliches anlaufen des Motors bei einstellarbeiten am Autopiloten verhindert werden.

Das Servo-Board ist von Micropilot für den direkten Anschluss aller Servos vorgesehen. Es ist allerdings auf einen maximalen Servostrom von 4 A begrenzt. Deshalb werden die Servos über die Empfängerstromversorgung direkt gespeist. Vom Servoboard wird nur das Steuersignal entnommen. Damit das Servo-Board und die Servos dasselbe Massenpotential besitzen, wird das Servoboard ebenfalls aus dem Servo-Stromkreis versorgt.

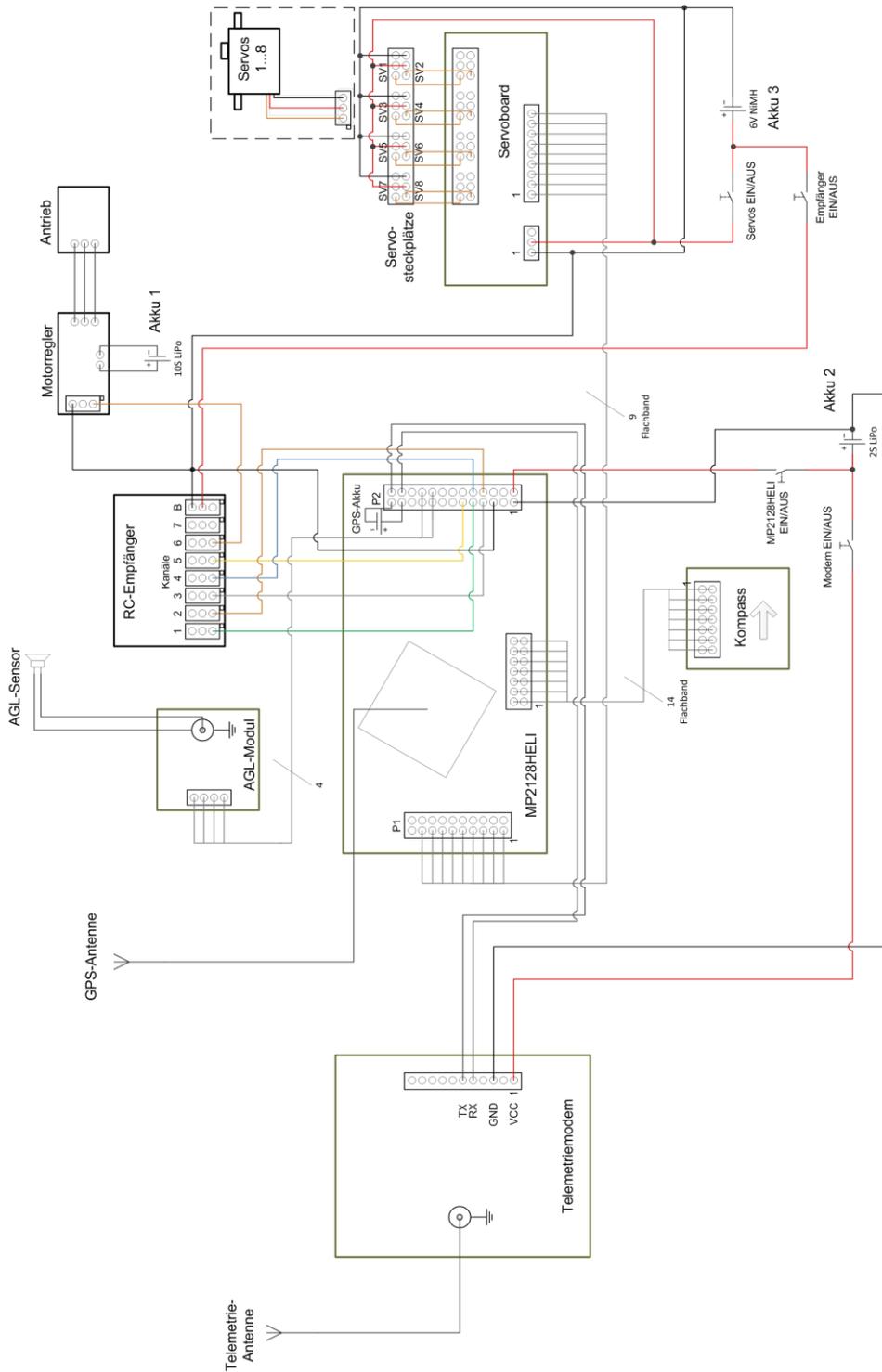


Abb. 42 Verschaltung der einzelnen Komponenten des Mockup-Systems

8.5 TAP 1.5 Inbetriebnahme der Fluggeräte

In diesem Kapitel wird nach dem Entwurf und dem Aufbau der Fluggeräte auf deren Inbetriebnahme eingegangen. Der erste Teil dieses Kapitels befasst sich dabei mit der Inbetriebnahme der Fluggeräte am Boden. Im zweiten Teil wird dann auf die eigentliche Flugerprobung eingegangen.

Es soll dabei nur teilweise auf den Unterschied zwischen Mockup-System und UAV-Drohne „AMPAIR“ eingegangen werden, da ein Großteil der Arbeiten äquivalent ist und sich nur in einzelnen Parametern zum Beispiel der PID-Loops der Flugregler unterscheiden.

Bevor die eigentliche Inbetriebnahme der Fluggeräte (inklusive Autopiloten) durchgeführt wird, ist eine Erprobung der Fluggeräte als reine RC gesteuerte Systeme erforderlich. Das heißt die Servos werden direkt über den RC-Empfänger angesteuert ohne durch den Autopiloten geschleift zu werden. Dabei wird die Flugtüchtigkeit der Fluggeräte erprobt und festgestellt. Mockup und AMPAIR konnten bei dieser Untersuchung ihre Flugtüchtigkeit darlegen. Außerdem ist es an dieser Stelle den Piloten möglich erste Flugerfahrung mit den Fluggeräten ohne Einfluss des Autopiloten zu erhalten und deren spezifische Flugeigenschaften zu erlernen.

Beim Mockup-System war dieser Schritt unkritisch da es sich hierbei um einen handelsüblichen Modellhubschrauber mit bekannter Flugtüchtigkeit und Flugeigenschaften handelt.

Das Fluggerät AMPAIR hatte an dieser Stelle seinen Erstflug und hat seine Flugtüchtigkeit unter Beweis gestellt.

8.5.1 Inbetriebnahme der Fluggeräte am Boden

Nach den erfolgreichen Testflügen mit RC-Steuerung wurden die Fluggeräte mit den Autopilotensystemen ausgerüstet. Dadurch ändert sich die Ansteuerung der Servos folgendermaßen:

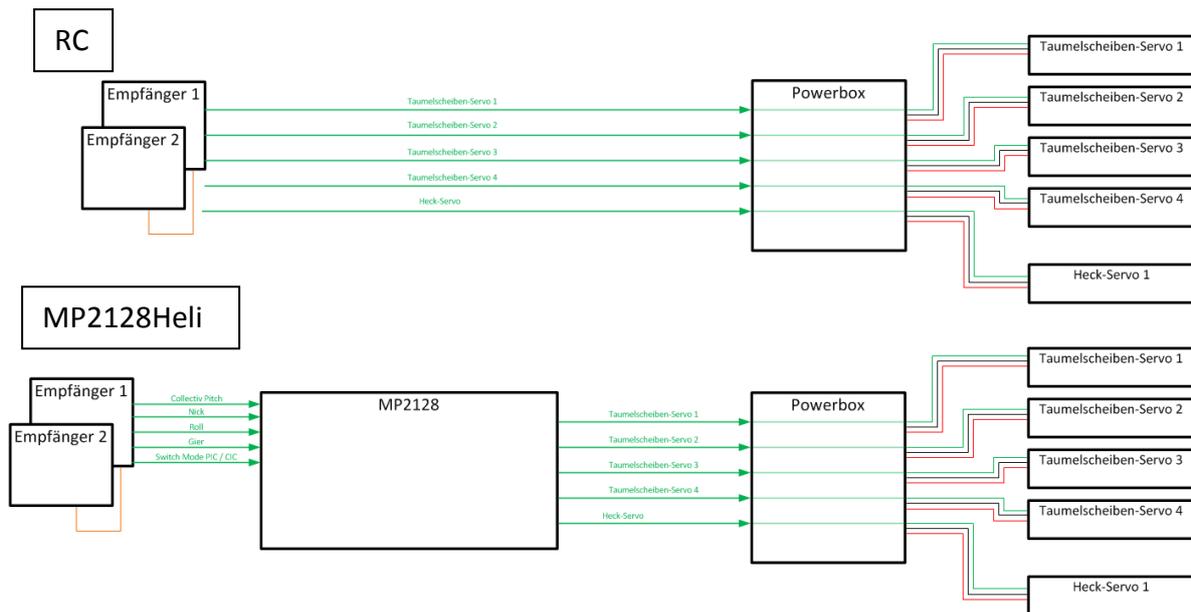


Abb. 43 Übersicht der Steuerpfade RC (oben) und mit Autopilot (unten)

Nach der Integration des Autopiloten sind die Verfahrweg der einzelnen Servos über den Konfigurationswizard einzustellen und aufeinander abzustimmen. Dieser Schritt muss durchgeführt werden, damit es zu keiner Verklemmung der Taumelscheibe kommen kann. Werden in diesem Schritt Fehler gemacht kann es zu Blockaden an der Taumelscheibe kommen, wenn verschiedenen Steuerkommandos überlagert werden (z.B. Maximal Pitch und maximal Roll). Diese Blockade hat mehrere Auswirkungen. Kommt es zu einem verklemmen, blockiert die Taumelscheibe mechanisch. Der Autopilot versucht aber weiterhin die Servos zu verfahren, um aus Sicht der Regelung auf eine Störung oder Steuervorgabe zu reagieren. Damit steigt auch der Stromverbrauch der Servos, da das oder die Servo(s) gegen die Verklemmung arbeitet. Außerdem kommt es dabei zu einer großen Wärmeentwicklung an den Servos diese kann zum Ausfall oder einer Verkürzung der Lebensdauer führen. Aus diesen Gründen ist eine klemmfreie Konfiguration der Servos Grundvoraussetzung, um einen sicheren Betrieb zu gewährleisten.

In einem weiteren Schritt werden die Mittelstellungen von Taumelscheibe und Heckrotor eingestellt. Nach diesem Schritt wird überprüft ob die maximal Winkel für die Rotorblattanstellung ausreichend für den Betrieb sind.

Als abschließender Schritt der Konfiguration werden die Verfahrrichtungen der Servos überprüft. Dabei muss zum einen die Verfahrrichtung bei Einsatz der RC-Steuerung (PIC-

Mode) und zum anderen die korrekte Reaktion des Autopiloten (CIC-Mode) auf Bewegungen/Auslenkungen (Pitch, Roll, Nick, Gier) des Systems überprüft werden.

8.5.2 Einstellungen während des Fluges

Das an Bord der Hubschrauber verbaute Autopilotensystem muss während des Fluges erprobt und eingestellt werden. Der Autopilot ist dazu fähig, den Hubschrauber selbstständig und stabil um alle Achsen in der Luft zu halten (Attitude hold), und darüber hinaus räumliche Positionen anzufliegen und zu halten. Mit Hilfe eines Ultraschallsensors kann man zusätzlich einen automatischen Start ermöglichen. Damit die Sensorik und die Regelung des Autopiloten einwandfrei arbeiten und ein automatischer Flug angestrebt werden kann, müssen im Flug Schritt für Schritt die physikalischen Eigenschaften des Hubschraubers mit dem Autopilotensystem abgestimmt, und die jeweiligen Regelparameter eingestellt werden. Ebenso kann es notwendig sein, für spezielle Sensoren die Einbauposition zu variieren, um eine optimale Funktionsweise zu gewährleisten. Dies kann z.B. die Position zur Abnahme des statischen Drucks bzw. des Kompasses betreffen. Im Folgenden werden kurz die einzelnen Schritte zur Einstellung des Autopiloten umrissen, welche bis hin zum komplett automatischen Flug notwendig sind.

8.5.2.1 Hubschrauber im RC-Modus

Damit die Sensorik des Autopiloten einwandfrei funktioniert, ist ein sauber eingestellter Hubschrauber als Basis notwendig. Dabei müssen neben einem vibrationsarmen Betrieb auch die Servoeinstellungen symmetrisch sein. Um an diesen Punkt zu gelangen, wird der Hubschrauber anfangs ausschließlich im PIC-Modus betrieben. Dabei befindet sich der Autopilot zwar bereits im Betrieb, schleust aber alle Signale des am Boden befindlichen Senders ungeändert zu den Servos durch, was zu einem „quasi“-RC kontrolliert Flug führt. Die Heckstabilisierung übernimmt während dieser Phase ein konventioneller Kreisel. Nach diesen Flügen hat man die Möglichkeit Feineinstellungen vorzunehmen und bereits Datenlogs des Fluges in Augenschein zu nehmen. Hierdurch kann bereits jetzt eine zufriedenstellende Arbeitsweise der entsprechenden Sensoren verifiziert werden. Gegebenenfalls auftretende Probleme werden ohne Risiko erkannt und können behoben werden.

8.5.2.2 Freischaltung des Basisregelkreises

Das Autopilotensystem besteht aus verschiedenen Regelkreisen, welche voneinander abhängen. Der Basisregelkreis stabilisiert den Hubschrauber um die drei Raumachsen. Dabei greifen entsprechende PID-Regler auf die jeweiligen Sensorwerte zurück und korrigieren Differenzen zwischen Sollwerten und Istwerten durch die Betätigung der jeweiligen Aktuatoren (Servos). Zu Beginn der Einstellarbeiten wird der Hubschrauber manuell (im PIC-Modus) gestartet. Nach dem Erreichen einer ausreichenden Sicherheitsmindesthöhe wird in den Autopilotenmodus geschaltet. Dies geschieht über ein RC-Signal des Senders. Zu Beginn wird lediglich in einen Modus geschaltet, welcher nur die 3 Raumachsen stabil hält (AttitudeHold). Über das Telemetriesystem können online die PID-Regelparameter verändert und optimiert werden, bis der Hubschrauber seine Lage um sämtliche Achsen selbstständig und stabil hält. Die jeweiligen Einstellungen werden gespeichert. Während dieser Betriebsphase werden über den RC-Sender keine direkten Steuereingaben kommandiert, sondern nur noch „Drehraten“ um die jeweiligen Achsen.

8.5.2.3 Freischaltung übergeordneter Regelstrukturen

Der eingestellte Basisregelkreis dient als Grundlage für sämtliche Flugoperationen. Werden übergeordnete Befehle kommandiert, greift der Autopilot auf den Basisregelkreis zurück um diese ausführen zu können. So wird als nächster Schritt der Höhenregler des Autopiloten in Betrieb genommen. Hierbei wird ein weiterer Regler, der Höhenregler, in die Regelstruktur eingebunden. Wird nun in den Autopilotenmodus geschaltet, hält der Hubschrauber mit Hilfe eines übergeordneten PID-Reglers die Flughöhe. Dabei bedient sich der Regler an den Werten des statischen Drucksensors bzw. des GPS-Sensors. Im Autopilotenmodus (CIC) hält der Hubschrauber nun seine Lage und die aktuelle Höhe. Variationen am Steuerknüppel für Kollektivpitch bewirken dementsprechend keine direktes Steigen, sondern eine Änderung der Zielhöhe, welcher der Autopilot selbstständig erreicht und hält. Als weitere Regelebene folgt die Einstellung der Geschwindigkeiten längs und quer zur Flugrichtung. Befindet sich der Hubschrauber in dieser Regelebne im CIC-Modus, wird über die Steuerelemente am RC-Sender proportional zum Ausschlag eine Geschwindigkeit in die jeweilige Flugrichtung kommandiert. Dabei hält er selbstständig seine Höhe und Lage im Raum. Er folgt entsprechend den vorgegebenen Geschwindigkeiten und regelt diese auch wieder auf null zurück, wenn die Steuerelemente wieder auf neutral gestellt werden.

Ist diese Regelebene erreicht, wird als nächstes die Funktion zum Halten der Position an einem bestimmten GPS-Punkt gegeben. Mit diesen Einstellungen hat der Hubschrauber

keinerlei Freiheitsgrade mehr zur Verfügung und hält exakt seine Position. Darauf aufbauend können dem Hubschrauber ganze Flugpfade übermittelt werden, denen er mit Hilfe definierter GPS-Wegpunkte folgen kann.

Ist das System mit einem Ultraschallsensor zur Höhenmessung ausgestattet, kann der Autopilot in die Lage versetzt werden automatisch zu starten. Hierfür benutzt der Autopilot in Bodennähe den Ultraschallsensor zur Höhenbestimmung während des Start- und Landevorgangs. Dies ist notwendig, da weder die GPS basierte Höhe noch der Sensor zur Aufnahme des statischen Drucks eine ausreichend genau Höhenangabe liefern. Die dort vorhandenen Schwankungen im Meterbereich wären nicht für ein präzises Aufsetzen geeignet. In ausreichender Höhe wird dann zwischen Ultraschall und Druckhöhe umgeschaltet. Umgekehrt erfolgt dieser Vorgang bei der Landung.

8.5.2.4 Zusammenfassung der Einstellungsarbeiten in der Luft

Der in den vorangegangenen zwei Kapiteln qualitativ beschriebene Weg zum Erreichen eines automatischen Flugs spiegelt eine vereinfachte Vorgehensweise wieder. In der Realität muss zwischen den einzelnen Schritten viel Zeit investiert werden, da zu Beginn der Arbeiten keinerlei Anhaltspunkte für die entsprechenden PID-Werte in den Reglermasken vorhanden sind. Ferner wirken sich ebenfalls verschiedene Achsenträgheitsmomente, wie sie z.B. durch verschiedene Akkuanzahlen hervorgerufen werden können, unterschiedlich auf die notwendigen PID-Werte aus. Ebenso kann man sich nur iterativ einer optimalen Rotordrehzahl nähern, bei welcher das Gesamtsystem am besten funktioniert. Bei sämtlichen Einstellarbeiten ist besondere Sorgfalt geboten, da verschiedene Regelkreise aufeinander aufbauen und sich gegenseitig beeinflussen. Ist keine einwandfreie Funktion der Systeme gewährleistet besteht die Gefahr des Verlustes des Hubschraubers und ein sicherer Betrieb der Hubschraubersysteme ist nicht mehr gewährleistet.

8.6 Bodenstation im Projekt SOGRO

Kapitel nach [4]

Aus dem Szenario des Verbundvorhabens SOGRO ergeben sich verschiedenste Anforderungen die beim Entwurf und Bau der Bodenstation beachtet und umgesetzt werden müssen.

- **Transportmöglichkeit für die Drohnen**

Die Bodenstation soll es ermöglichen die Drohnen zum Einsatzort zu befördern.

- **Mobilität**

Die Bodenstation soll mobil gestaltet sein, um an variablen Einsatzorten eingesetzt werden zu können. Außerdem ist die Reichweite der Drohnen eingeschränkt und diese müssen daher am oder in der Nähe ihres Einsatzortes gestartet werden.

- **Autarker Betrieb**

Die Bodenstation soll autark betrieben werden können. Sie sollen einen unabhängigen Betrieb für eine gewisse Zeitspanne sicherstellen, um unabhängig von einer eventuell zerstörten oder nicht vorhandenen Infrastruktur am Einsatzort operieren zu können.

- **Schnelle Einsatzbereitschaft**

Die Bodenstation muss so gestaltet werden, dass ein schneller Flugbetrieb nach dem Eintreffen am Einsatzort möglich ist. Es soll kein aufwendiger Aufbau des Equipments für den Betrieb erfolgen müssen.

- **Verstaumöglichkeiten**

Es soll die Möglichkeit von Stauraum geschaffen werden, um die benötigte Ladetechnik für die verschiedenen Akkuarten der Drohne zu installieren und ein aufladen vor Ort zu ermöglichen.

Außerdem soll Platz für verschieden Werkzeuge geschaffen werden, die für kleinere Reparaturen benötigt werden.

- **Arbeitsplätze**

Während des Einsatzes soll die Bodenstation Platz für das Personal und den oder die Operatoren bieten. Außerdem soll sie über ausreichenden Platz verfügen, um noch eventuell weitere Personen z. B. der Einsatzleitung aufzunehmen.

8.6.1 Entwurf und Auslegung des Basiscontainers

8.6.1.1 Raumkonzept

Bei der Verteilung des Raumes innerhalb der Bodenstation, muss eine klare Trennung zwischen dem Arbeitsbereich des Operators und dem Wartungsbereich in der Betriebskonfiguration realisiert werden. Die Auslegung des Control-Bereichs wird mit dem operierenden Personal, bestehend aus Operator und Einsatzleiter, definiert. Die Bereiche für Wartung/Reparatur und Ladung der Antriebe sind durch die Größe der Drohnen definiert. Eine Drohne mit ihren festen Abmessungen gibt die minimale Abstellfläche beim Warten vor, sowie ihr Antrieb die Ladetechnik (Leistung und Anzahl).

Zusammengefasst ergeben sich die Platz-, und Nebenanforderungen in der Betriebskonfiguration wie folgt:

- 2 Tischarbeitsplätze mit Rechnern und Peripherie, jeweils min. 700x1300 mm (BxT) Tisch- bzw. Sitzfläche. Freie Sicht nach Draußen (Drohnen), Beleuchtung, Durchgang zum Arbeitsplatz.
- Werk-/Arbeitsplatte für Wartung/Reparatur mit einer Werkbankfläche von min. 1000x1000 mm (BxT), als Stellfläche. Durchgang ohne Störung des Control Bereichs.
- Arbeits-, und Stauraum für Ladeelektronik, zum Laden der Antriebsenergiespeicher. Gute Erreichbarkeit und Durchgang ohne Störung des Control Bereichs.

Ist der Betriebszustand nicht hergestellt wird sich die Basisstation in der Transportkonfiguration befinden. Innerhalb dieser muss zusätzlich ausreichend Raum zur Verfügung stehen für:

- Transportsichere Unterbringung der Drohnen
- Hauptenergiequelle der Bodenstation (mobiler Generator, bis zu 2 Stück)
- Missionsspezifische Geräte und Werkzeug (Verfolgungskamera, Kompressor etc.)

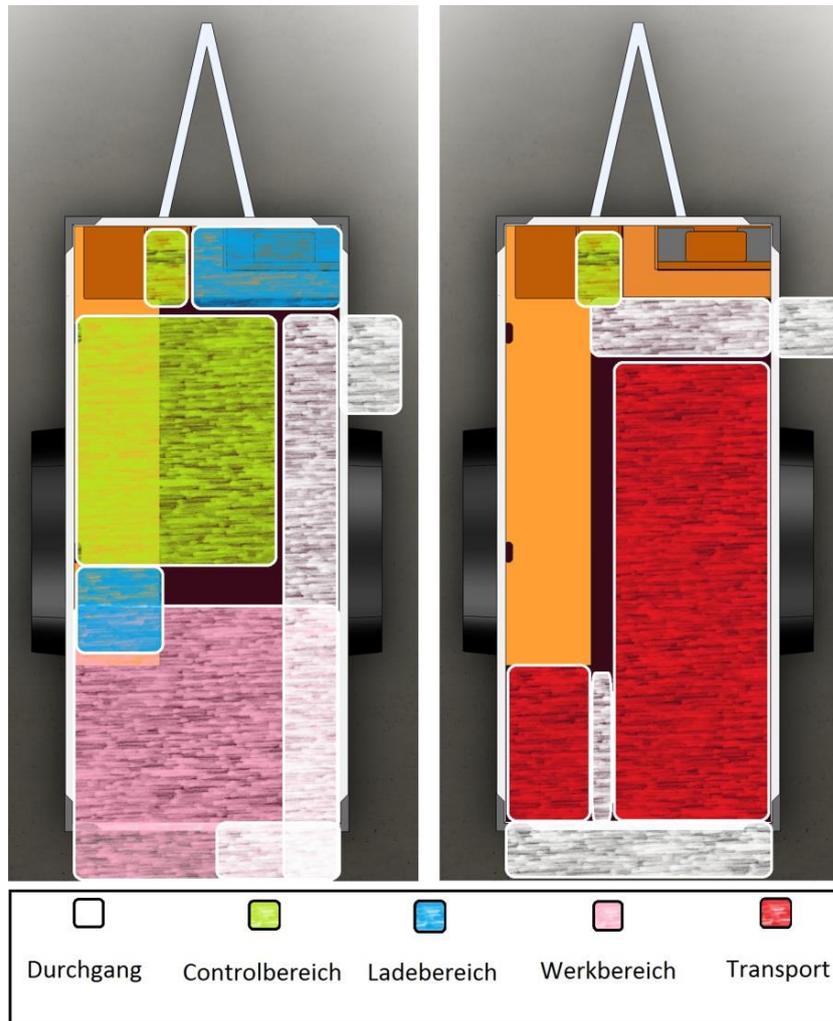


Abb. 44 Raumaufteilung im Flugbetrieb und Transport

8.6.2 Montage und Befestigungsmechanismen

8.6.2.1 Schubladenschränke

Aufgrund der mobilen Ausführung der Bodenstation ist es notwendig jeden Stauraum und Befestigung transportsicher auszuführen. Die Wahl der Stauräume fällt auf Schubladensysteme mit Einzelsicherung der Schubladen. Um die Verkehrssicherheit zu gewährleisten, wird ein Schubladensystem aus Fahrzeugeinrichtungssystem-Schränken verwendet.

Die Ausstattung und die Technik der einzelnen Hersteller sind hierbei sehr unterschiedlich. Das Angebot reicht von einem auf Maß angefertigten Schubladenschrank aus beschichtetem Holz bis zum modularen Edelstahl-Aluminium Aufbau. In der unterstehenden Tabelle sind die genaueren Daten zusammengefasst.

Anbieter	Abmessungen (B x H x T)	Material	Gewicht [kg]	Kosten [€]
Bösenberg	750x750x550 1000x950x550	Sperrholz, beschichtet	130	3700
HAFA	750x750x550 1000x950x550	Stahl, lackiert	170	4200
Bott	700x525x525 1000x1050x525	Stahl, lackiert	220	3200
Plastipol	680x410x480 1145x960c410	Sperrholz, beschichtet	140	2900
ALUCA	705x765x520 950x1100x520	Edelstahl/ Aluminium	120	2900

Tabelle 6 Vergleich der Schubladenschranksysteme nach Hersteller

Die Daten stammen aus Angebotsnachfragen an die einzelnen Hersteller. Damit die Schubladenschränke in das Raumkonzept (in Verbindung mit den möglichen Containerabmessungen der Bodenstation) passen, wird die Schrankanzahl und deren Abmessungen im Entwurf vorab mit ca. 700x750x550-Schrank(1) und 1000x1200x550-Schrank(2) eingeplant. Aufgrund sehr guter Übereinstimmung in den Abmessungen, sehr leichter Ausführung, witterungsbeständigem Werkstoff und dem im Vergleich günstigeren Preis, wird das Schubladenschranksystem von ALUCA verwendet (siehe auch Kap.8.6.3.2).

8.6.2.2 Schienensystem

Bei dem Verzurrsystem wird auf das "Airline" Schienensystem zurückgegriffen, es handelt sich hierbei um ein Profil mit einer T-Nut welches in regelmäßigen Abständen von Kreisöffnungen durchsetzt ist, um das Anbringen der z.B. Zurrösen an beliebiger Stelle zu erlauben, ohne dabei das ganze Profil überwinden zu müssen. Die Möglichkeit an jeder beliebigen Stelle der Schiene einen Beschlag anbringen zu können bietet eine höhere Flexibilität und eine bessere Handhabung im Vergleich zu herkömmlichen Schienen-Verzurrsystemen. Dieses Schienensystem ist in der Abb. 45 zum besseren Verständnis dargestellt.

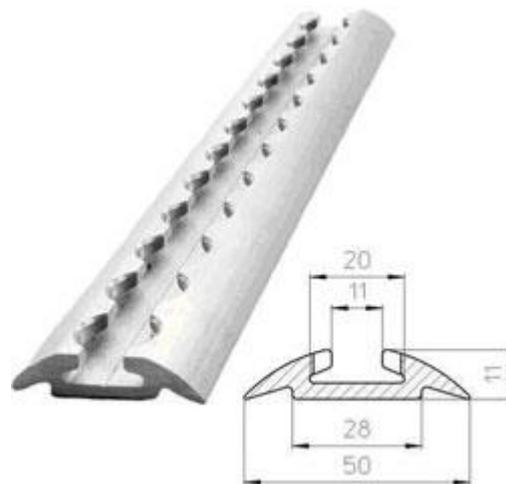


Abb. 45 Beispiel einer Airline Schiene

Zu diesem Schienensystem gibt es eine Vielzahl von Zubehör, welches nicht nur das Verzurren von Ladegut, sondern in Form von Schraubenbefestigung auch eine Anbringung von Schränken und Ähnlichem, ermöglicht.

8.6.3 Arbeits- und Stauraum

Um die Entscheidungen der verbauten Komponenten und Ihre Nutzung zu erläutern, werden das Raumkonzept und die entscheidungsführenden Gedanken in diesem Kapitel dargestellt.

8.6.3.1 Basiscontainer und Fahrgestell

Die Auswahl des Basiscontainers und dessen Fahrgestells ist die erste und eine sehr wichtige Entscheidung. Um den Anforderungen nach möglichst großem Volumen, großer Deckenhöhe, unkomplizierte Anbringung von Anbauten an der Wand, leichte Zugangsmöglichkeiten, große Zuladung, tiefe Ladekante, stabiler Stand, erleichterte Beladung, Preis, etc. gerecht zu werden, werden die auf dem deutschen Markt angebotenen Kofferan Anhänger analysiert. Dabei ergeben sich folgende Eigenschaften für einen potenziellen Kauf:

Wandmaterial	Plywood (Multiplexholz, beschichtet); Alu-Hartschaum-Sandwich; Metallblech (Alu, und Stahl)	Sandwich und Blechhautkoffer haben einen entscheidenden Nachteil: das Setzen von Verbindungselementen ist im Vergleich zu Plywood sehr aufwendig und sie bieten weniger Haltekraft.
Fahrgestell	Einachsige; Zweiachsige (Tandem)	Einachsige Lösungen, haben den Nachteil, dass sie kleinere Koffer und weniger Nutzlast bedingen
typische Kofferhöhe	2000mm	2300 selten und nur auf Bestellung
typische Kofferbreite	1800 mm bei Tiefladern; 2200 mm bei Hochladern	Hochlader weniger geeignet, da die Einstiegshöhe bei über 700mm liegt
typische Kofferlänge	2500-4000mm	Bei der Beladung von bis zu 3000mm lange Drohnen ist die Wahl auf die maximale Kofferlänge nicht zu umgehen.

Tabelle 7 Eigenschaften von Kofferanhängern

Aus dem einholen verschiedener Angebote und dem Abwägen gegenüber den gestellten Anforderungen, ergab sich folgender Basisanhänger der Firma Humbaur für die Bodenstation:

- Kofferabmessungen 4000 x 1800 x 2300 mm, aus Plywood, mit einer 2,3 m hohen Decke, damit auch größere Personen aufrecht stehend in der BODENSTATION arbeiten können
- Zulässiges Gesamtgewicht von 2500 kg, bei gesamt Abmessungen von 5515 x 2318 x 2665 mm und einer Lade-Höhe von 560 mm
- Zugangsmöglichkeiten über einer Personentür und einer Auffahrrampe am Heck
- Verkaufsklappe mit den Abmessungen von 2000 x 1200 mm, als Ausguck für während des Flugbetrieb
- Kurbelstützen an den Außenecken des Koffers, zum Stabilisieren im Stand
- Bodenzurrösen im Eingangsbereich der Personentür, damit auch ohne Airline Schienen schweres Gut fixiert werden können

Die Firma Humbaur hat unter allen Herstellern nicht nur den besseren Preis, sondern auch die zum Konzept am besten passende Hardware zu bieten. Die Endkonfiguration des Basisanhängers ist in den folgenden Abbildungen zu sehen.



Abb. 46 Kofferanhänger von hinten-rechts



Abb. 47 Kofferanhänger von vorne-links

8.6.3.2 Schubladenschränke

Das Angebot der Firma ALUCA ist nicht nur das Preiswerteste sondern auch noch aus Edelstahl und Aluminium gefertigt, was für eine gute Haltbarkeit unter schweren Bedingungen von Vorteil ist. Das ist ein mit entscheidender Grund warum dieses Schubladenschranksystem in der Bodenstation verbaut wird.

Die Überlegungen den Ladebereich und den Werkbereich zu trennen und jeweils mit Schubladenschränken zu versehen führen zum Konzept in Abb. 48.

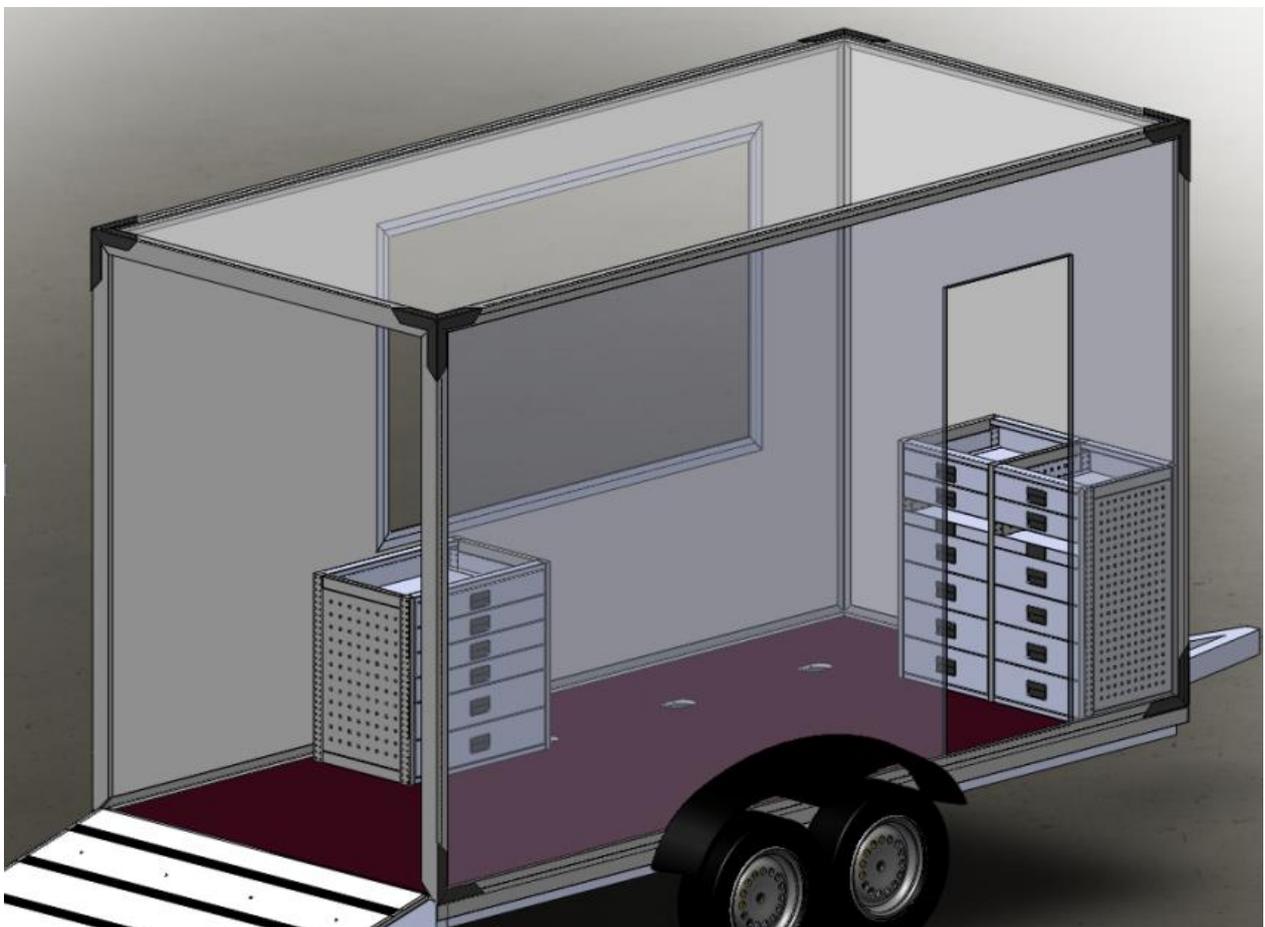


Abb. 48 Positionierung der Schubladenschränke

In Abb. 48 sieht man die geplanten Positionen und die Konfiguration der Schubladenschränke. Besondere Aufmerksamkeit ist dabei der Tiefe der Schränke zugekommen, da nur 550 mm zwischen Wand und Personentür verbleiben und bei einer

Gesamtbreite von 1800 mm, ein zu tief bauender Schrank weniger Transportfläche an der linken Containerseite bedingt.

Der besseren Zugänglichkeit wegen sind beide Schränke an den beiden Zugängen der Bodenstation positioniert. Da im Ladebereich kein Sitzplatz eingerichtet wird, ergibt sich die Möglichkeit einen höheren Schrank zu verbauen.

Die Einteilung der Schubladen ist in vier Bereiche unterteilt

- Werkzeug
- Elektrik und Ladetechnik
- Missionsequipment
- Akkumulatoren des Bordstromsystems



Tabelle 8 Schubladenschränke (l.o. Werkbereich; r.o. Ladebereich; u. Akkus im Werkereichschrank)

Als weitere Stauräume werden selbst geschreinerte Konstruktionen verwendet, welche im Folgenden näher erläutert werden.

8.6.3.3 Regale und Schubläden aus Holz

8.6.3.3.1 Deckenregal

Der Stauraum über dem Arbeitsbereich ist sehr großzügig bemessen. Bei einer Fahrzeuginnenhöhe von 2300 mm verbleiben 300 mm, denn die Verkaufsklappe ist auf eine Höhe von 2000 mm begrenzt. Bei einer Höhe von 300 mm und der effektiven Länge von über 2500 mm bietet es sich an flaches und langes Ladegut entlang der Decke zu positionieren. Das entsprechende Konzept ist in Abb. 49 dargestellt.

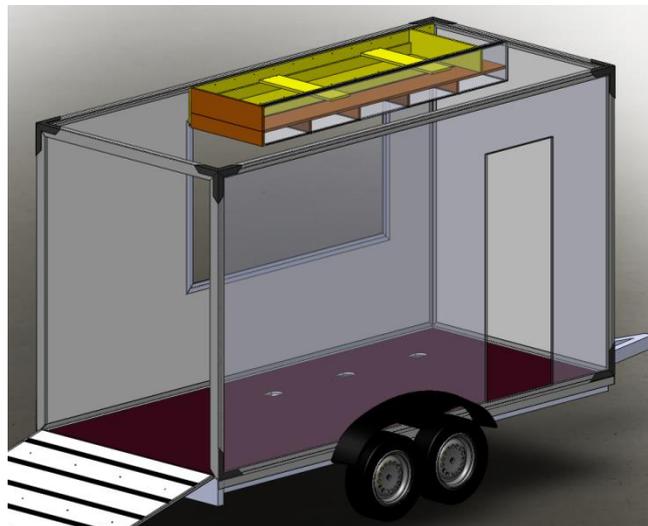


Abb. 49 Positionierung des Deckenregals

Zu sehen ist eine Konstruktion mit den Abmessungen 2500 x 300 x 800 mm (L x H x T) welche im oberen Bereich eine Klappgarnitur aufnehmen kann und des Weiteren die Funktionen als Lichtquelle, Belüftung und Kabelschacht übernimmt. Dabei ist die Funktion als Lichtquellenaufnahme und Lüftungsschacht besonders interessant, da die Positionierung und Einbettung in die Holzkonstruktion einfach zu gestalten und zusätzlich die Modularität nicht einschränkt. Die Abb. 50 stellt die in das Deckenregal eingebauten Funktionen nochmal grafisch dar.

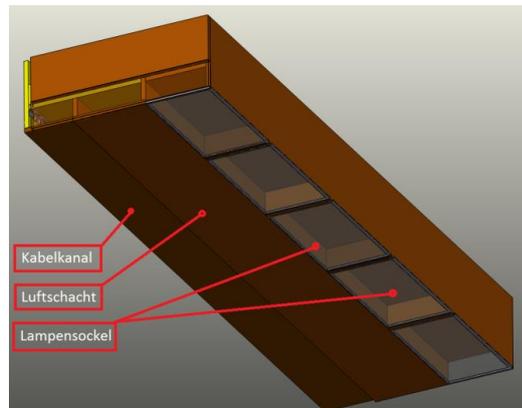


Abb. 50 Funktionen des Deckenregals

Die Konstruktion des Deckenregals ist mit einigen Komplikationen verbunden, da die Anbringung an der Decke und das teils Blindbefestigen eine Herausforderung darstellen. Die Aufnahme des Regals erfolgt an der Seitenwand und an der Decke, mit jeweils einem Eckprofil aus verzinktem Stahl. Dies veranschaulicht die Abb. 51.

Mit der Verwendung des Eckprofiles wird für eine möglichst gleichmäßige Belastung am Holz gesorgt, um die Leimholzbretter optimal zu belasten. Man sieht weiterhin dass in der Konstruktion 2 verschiedene Hölzer verwendet wurden. Es handelt sich hierbei um Kiefern- und Buchenholz. Es wird darauf geachtet, dass die nicht sichtbaren Holzteile aus Kiefer sind um das Gewicht der Konstruktion niedrig zu halten.

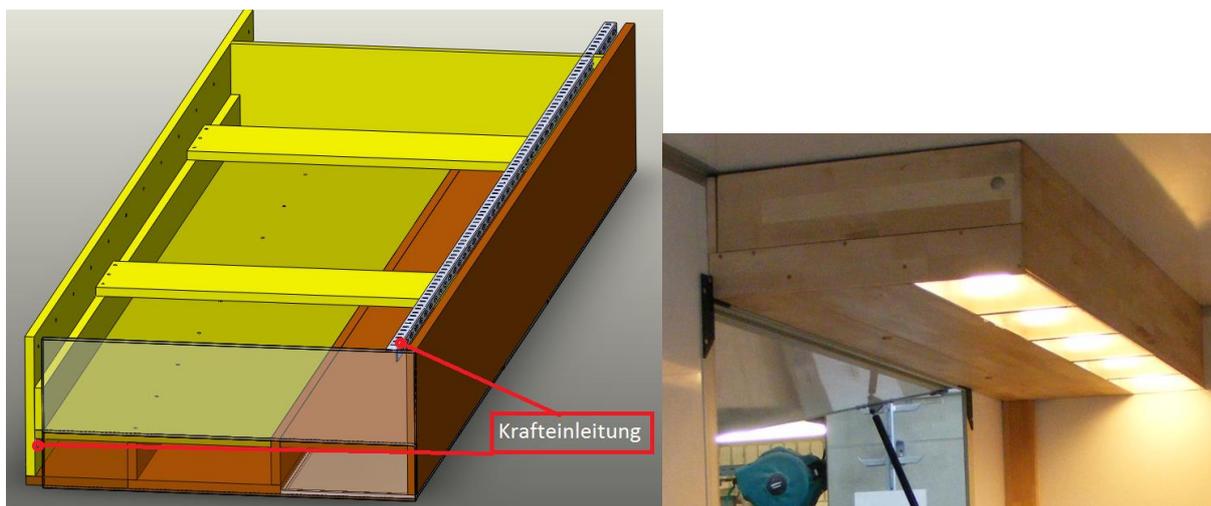


Abb. 51 Aufhängung und Realisierung des Deckenregals

8.6.3.3.2 Laderegal

Um die Anforderung eines Laderegals zu erfüllen, welches in der Bodenstation eingesetzt werden soll, wird ein Hängeregal ausgewählt. Denn die Verwendung von Airline Schienen, ermöglicht die Montage des Regals an der Wand mit M8-Schrauben. Die Technischen Anforderungen ergeben sich aus der aktuell eingesetzten Ladetechnik für LiPo-Batterien der im Projekt SOGRO eingesetzten Drohnen.

Die eingesetzten 12 V Ladegeräte bestehen aus:

- 2 x Netzteil (Zurich DPS 3012) max. Ladestrom 35 A bei 12 V [Q I & Q II]
- 4 x Ladegerät (Schulze Chamäleon 6-636) max. Ladeleistung ca. 250 W [1-4]
- 4 x Ladewächter (Schulze)

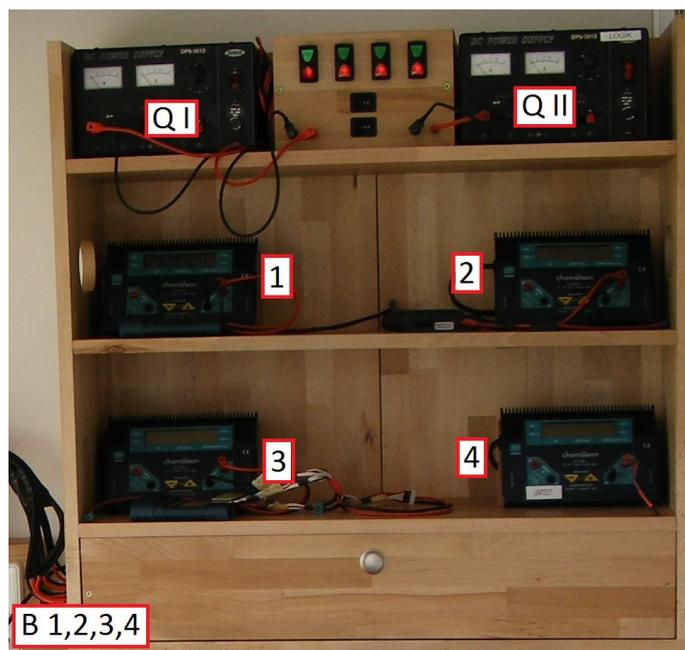


Abb. 52 Laderegal

8.6.4 Elektrik

8.6.4.1 12 V-System

Das 12 V Bordnetz ist das Kernstück des elektrischen Systems der Bodenstation. Das Bordnetz versorgt u.a. folgende Verbraucher: Licht (außen und innen), Belüftungssystem, Wechselrichter (bzw. 230 V Verbraucher über den Wechselrichter), Verfolgungskamera und angeschlossene Ladegeräte / Verbraucher, welche an den 4 - 7 mm Rundbuchsen angeschlossen sind. Um Schäden an Verbrauchern und am Bordnetz zu unterbinden, ist das gesamte System an jeder Verzweigung abgesichert. Um die Flexibilität hoch zu halten und große 12 V-Verbraucher bedienen zu können sind an mehreren Stellen in der Bodenstation 7 mm Rundbuchsen installiert, welche bis zu 160 A Strom bereitstellen.

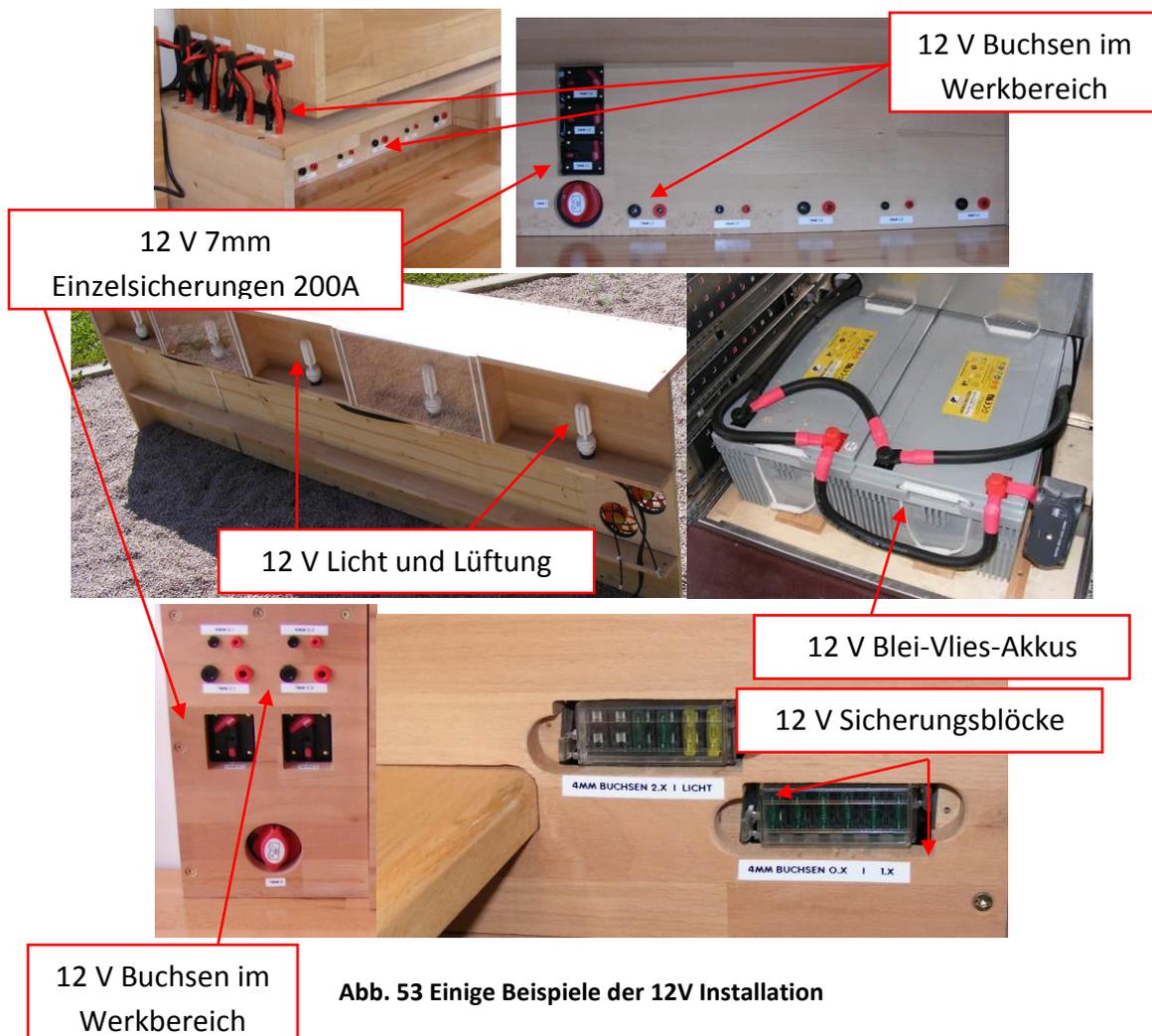


Abb. 53 Einige Beispiele der 12V Installation

8.6.4.2 Sinuswechselrichter/Lader

Der Einsatz von Netzteilen, elektrischem Werkzeug und Rechnersystem zur Flugsteuerung erfordert ein 230 V Bordnetz, auch ohne den Einsatz von Generatoren und Landstrom. Um die 12 V-Bordnetzspannung verwendbar zu machen, ist der Einsatz eines Wechselrichters unumgänglich.

Da die Netzteile der meisten Computer sehr empfindlich auf die Sinuswellenmodulation reagieren, ist ein Wechselrichter gewählt worden, welcher eine reine Sinuswelle erzeugen kann. Des Weiteren ist das Gerät im Stande, bei anliegendem Landstrom diesen auf die Bordkreisläufe durchzuschalten und ein Teil der Energie zur Wiederaufladung der Blei-Akkus zu verwenden.

Um das Gerät vor Schaden zu schützen ist es auf Seiten des 12 V-Systems mit einem 140 A Sicherungsautomaten gesichert.

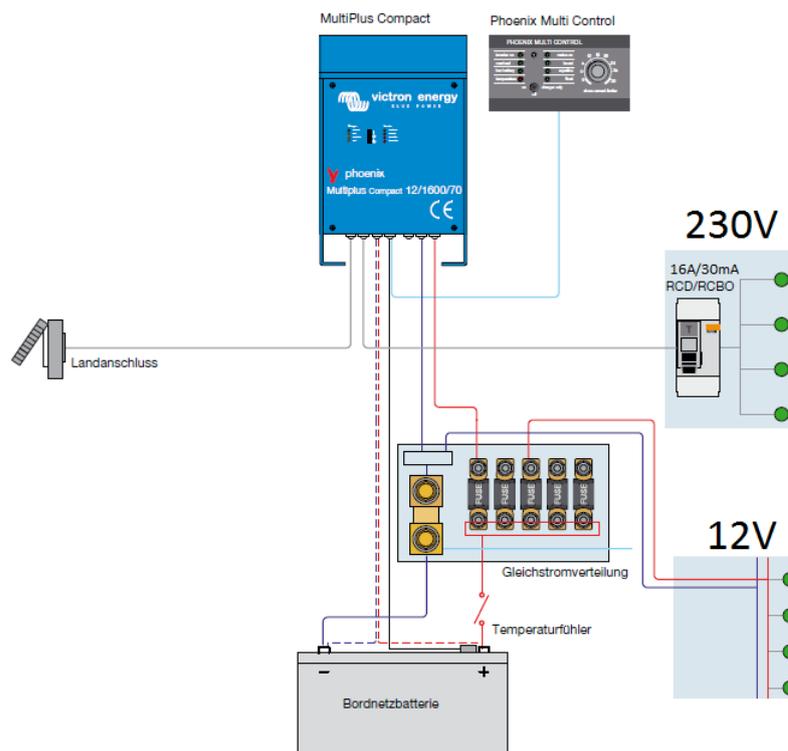


Abb. 54 Wechselrichter Schaltschema

8.6.4.3 230V-System

Viele Verbraucher lassen sich nicht mit 12 V betreiben, da sie nur mit 230 V betrieben werden können. Bei diesen Verbrauchern (Computer, Monitore, leistungsstarke Netzteile und Ladegeräte, elek. Werkzeug etc.) ist es notwendig eine 230 V Stromversorgung zur Verfügung zu stellen.

Die Realisierung erfolgt mit Hilfe des Wechselrichter, Generatoren und Landstrom. Bei der Lösung mit dem Wechselrichter werden zwei der drei Stromkreise mit einer Maximalleistung von 1600 W versorgt. Werden jedoch die CEE Steckdosen mit einem/zwei Generator/en oder Landstrom verbunden, so können alle 230 V-Dosen betrieben werden.

Die Stromkreisläufe „GEN 1.1“ und „GEN 1.2“ sind zusätzlich als unterbrechungsfreie Stromversorgung „USV“ ausgeführt. Im Falle, dass die Spannung an der CEE Dose „GEN 1“ kollabiert, übernimmt der Wechselrichter innerhalb von 10 ms die Last und versorgt die Verbraucher weiter (bis max. 1600 W).

Am Bedien-, und Überwachungspaneel lassen sich die Informationen von zu und abfließenden Strömen ablesen und mit den Sicherungen einzelne Kreisläufe ab/zuschalten.



Abb. 55 Einige Beispiele der 230V Installation

8.6.4.4 Belüftung

Die installierte Belüftung hat zum einen die Aufgabe die Abwärme des Wechselrichters abzutransportieren und zum anderen die Atmosphäre in der Bodenstation im geparkten Zustand umzuwälzen. Der Kühllüfter des Wechselrichters ist so angeschlossen, dass dieser beim Schließen des Batterie Hauptschalters bestromt wird. Die zwei Lüfter zur Umwälzung der Bodenstations Atmosphäre sind im Deckenregal eingelassen und versorgen den Innenraum mit Frischluft über ein Lüftungsgitter. Die Versorgung der Lüfter im Deckenregal wird von einer Zeitschaltuhr geregelt und lässt sich bei Bedarf manuell dauerhaft einschalten.



12 V Frischluftlüfter und Zeitschaltuhr



12 V Kühllüfter vom Wechselrichter

Abb. 56 Beispiele der Belüftung

8.6.5 UAV- Aufbewahrung und Transport

Aufgrund der Größe der Hubschrauber muss der verbleibende Platz für Transportzwecke in der Bodenstation optimal ausgenutzt werden. Dabei wurde auf folgende Punkte Wert gelegt.

- Sichere Aufnahme der Drohnen
- Schnelles und sicheres Befestigen und Lösen
- Mobil ausgeführt
- Schutz der Drohnen vor Kollisionen
- Wetterfest

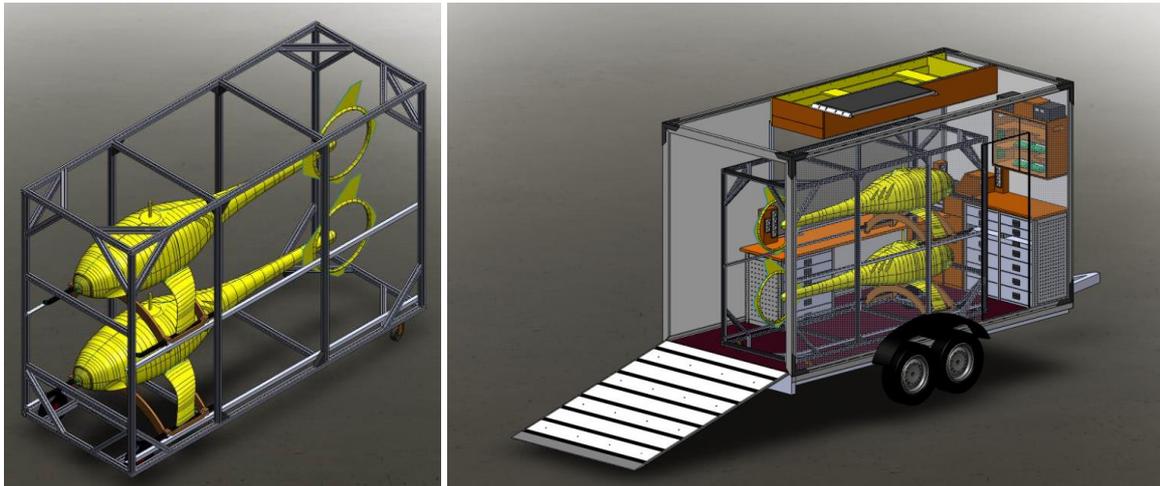


Abb. 57 Drohnen im Regal und in der Bodenstation in Transportkonfiguration

Um während des Transports gesichert zu sein, wird das Regal an den Airline Schienen angeschraubt und bietet dadurch ausreichend fixiert. Ist die gewünschte Position mit der Bodenstation erreicht kann das Regal losgelöst und ins Freie befördert werden.

Die an der Unterseite angebrachten Rollen erlauben es das Regal aus der Bodenstation zu ziehen. Durch ein in das Regal integriertes Scheinen-Schlitten-System ist das Verstauen der Drohnen durch eine Person möglich. Die Schlitten werden bis zum jeweiligen Schienenanschlag geschoben und durch Schnellspanngelenke in der Position transportsicher fixiert.

8.6.6 Arbeitsflächen

8.6.6.1 UAV Steuerung und Überwachung

Die Arbeitsplätze sind an der Seitenklappe positioniert. Die maßgeblichen Kriterien für den Arbeitsbereich sind:

- Arbeitsplatz mit Computer.
- Schreibtisch- und Sitzfläche.
- Freie Sicht nach Draußen und evtl. auf Drohnen.
- Ungestörtes Arbeiten auch im Fall von Reparaturen oder Ladevorgänge

Die Anforderungen ergeben eine Konstruktion für den Arbeitsplatz, welche in der Abb. 58 verdeutlicht wird. Es ist zu sehen, dass die erste und zweite Forderung erfüllt werden. Die Positionierung der Seitenklappe erlaubt Sicht nach draußen und sorgt dabei für mehr Sicherheit, da die direkte Sicht zu den Drohnen hergestellt wird. Die Einstiege zur Seitentür und durch die Überfahrwand erlauben es der Mannschaft ohne weitere Störungen den Werk-, und Ladebereich zu erreichen.

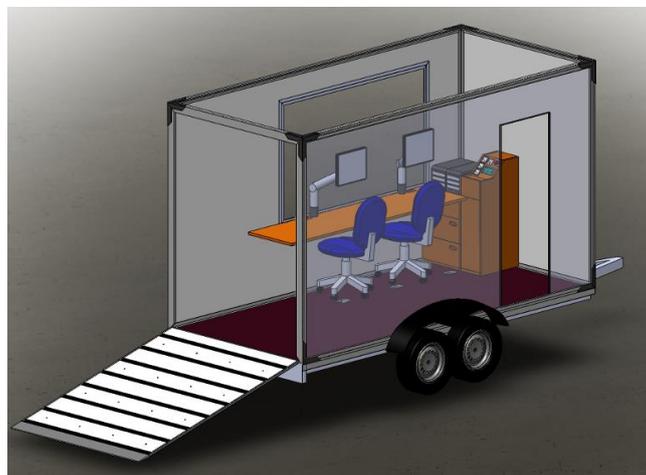


Abb. 58 Control und Arbeitsbereich

Ein wichtiger Punkt im Aufgabenbereich des Bodenpersonals ist die Kontrolle und Überwachung des Energiesystems der Bodenstation. Die Messinstrumente und Sicherungen wurden neben den Rechnern in Fahrtrichtung Links-Vorne positioniert. Zum einen kommt

hier der Einsatzleiter ungestört heran und kann dieses Gebiet leicht überblicken zum anderen ist diese Stelle auch im beladenen Transport-Zustand zu erreichen.

8.6.6.2 Werkbereich

Um die anfallenden Reparaturen und Wartungsarbeiten durchführen zu können, ist ein ausreichend großen Arbeitsplatz nötig. Dieser ist jedoch im Transportfall störend. Deshalb wurde für den Werkstattbereich ein Klapptisch integriert.

Um die 2700 mm langen Drohen in der Bodenstation warten zu können, müssen Kompromisse eingegangen werden. Die Drohne hat nur dann Platz, wenn der Heckausleger Richtung Laderampe aus der Bodenstation herausragt und mit den Kufen auf dem Werkklapptisch abgestellt ist.



Abb. 59 Werkbereich

8.6.6.3 Gesamtkonstruktion der Inneneinrichtung

Wie bereits beschrieben, befindet sich der Werkstattbereich an der Überfahrwand. Die Ladetechnik befindet sich im Bereich der Personentür, da hier die gesamte Verteilung der einzelnen Stromkreisläufe befindet und dadurch kurze Kabellängen realisierbar sind.

Abb. 60 zeigt den Innenraum aus Richtung der Überfahrwand. Zu erkennen sind die hochgeklappte Werkbank, die geöffnete Seitenklappe, Licht im Deckenregal, die Edelstahl Schubladenschränke und das Laderegal an der Personentür.



Abb. 60 Alle Bereiche in Gesamtansicht

8.6.7 Auslegung Energieversorgungssystem

8.6.7.1 Verbraucher

Die Verbraucher der Bodenstation lassen sich in 2 Gruppen aufteilen und in genauerer Betrachtung gewichten. Die in der Tabelle 9 und Tabelle 10 aufgeführten Verbraucher sind nur hinreichend erfasst. Die Möglichkeit eine Steckdose zu nutzen bedingt, dass auch nicht vorher bedachte elektrische Geräte angeschlossen und an der Bodenstation betrieben werden.

Verbraucher	Leistung [W]	Anzahl [Stk.]	Summe Verbrauch [W]
Licht	15	5	75
Eingangsbeleuchtung	15	1	15
4 mm Buchse	240	8	1920
7 mm Buchse	1440	5	7200
Wechselrichter	1600	1	1600
Videokamera	10	1	10
Stellmotoren (Kamera)	50	2	100

Tabelle 9 12 V Verbraucher

Verbraucher	Leistung [W]	Anzahl [Stk.]	Summe Verbrauch [W]
Computer	100	2	200
Monitor	30	2	60
Netzteile (Laderegal)	450	2	900
LötKolben	120	1	120
Heißluftfön	1800	1	1800
Ladegerät (Akkuschr.)	20	1	20
Druckluftkompressor	2200	1	2200
Laptop	50	1	50

Tabelle 10 230 V Verbraucher

8.6.7.2 System- und Grundverbraucher

Die Verbraucher dieser Kategorie stellen die Betriebsbereitschaft der Bodenstation her. Bei der Wahl der Einzelkomponenten werden unter Anderem folgende Geräte als notwendig angesehen.

- **Licht:**
wird mit 12 V betrieben, da die 12 V Bordspannung durch Batterien ständig zur Verfügung steht. Es werden Energiesparlampen eingesetzt um die höchste Effizienz zu erreichen und unnötige Energieverluste zu vermeiden.
- **Wechselrichter:**
wird in Ausführung als Kombigerät (Wechselrichter/Ladegerät) verbaut. Das Zusammenführen der beiden Gerätearten erspart Platz und Verkabelung.
- **Analoge Messinstrumente:**
haben eine Überwachungsfunktion und sollen den sicheren Betrieb der 12 V und 230 V Stromnetze ermöglichen.
- **Lüftung:**
Wird benötigt um Abwärme der elektrischen Bauelemente abzuführen, sowie für die Durchwälzung der gesamten Luft in der Bodenstation zur Vermeidung von sich anstauender Feuchtigkeit

8.6.7.3 Bedien- und Recheneinheit

Zu diesen Geräten gehören die PCs an denen die Controlling Software läuft und ebenso die Videoüberwachung/Auswertung. Da diese Komponenten ausfallsicher sein müssen wird die Versorgung redundant ausgeführt. Die geplante Peripherie ist wie folgt:

- Rechnersystem, bestehend aus einem DELL Inspiron auf Core2Duo Basis
- Monitore der Größe 19", zur Visualisierung und Auswertung der anfallenden Daten.
- Bediengeräte: Tastatur, Maus zur Bedienung der Rechner und ein Joystick zur manuellen Steuerung der Verfolgungskamera

8.6.8 Energiequellen

Die Verwendung einer Bodenstation setzt immer voraus, dass die Funkverbindung zum Flugobjekt nicht abreißt. Im Anwendungsfall SOGRO wird außerdem ein elektrisch angetriebenes Flugsystem betrieben, welches große Energiemengen in kurzer Zeit benötigt.

8.6.8.1 Akkumulatoren

Die in der Bodenstation verbauten Akkus sind vom Typ „Gel- und Vliesakkus“. Sie sind rüttelfest und absolut wartungsfrei, sie haben statt der üblichen Verschlussstopfen Überdruckventile. Kommt es beim Überladen zum Ausgasen, dann lassen die Ventile den Überdruck ab. Dabei entweicht auch immer eine geringe Menge Feuchtigkeit, die zum Kapazitätsverlust bzw. Totalausfall führt. Um das schädliche Gasen beim Laden zu vermeiden dürfen wartungsfreie Akkus nie über die vom Hersteller angegebene Ladeschlussspannung geladen werden. Die in der Bodenstation verwendeten Akkus haben eine Gesamtkapazität von 460 Ah bei einem maximalen Entladestrom von 72 A (~850 W).

8.6.9 Solarsystem

Um der Batterieselbstentladung entgegen zu wirken und somit die Einsatzbereitschaft der Bodenstation sicherzustellen, wird die Anlage mit einem Solarmodul ausgestattet. Um die Selbstladung von bis zu 300 Wh im Monat auszugleichen und darüber hinaus elektrische Kapazität wieder zu füllen, ist die Solaranlage ausreichend dimensioniert.

8.6.10 Wechselrichter

Dem Wechselrichter kommt eine wichtige Rolle zu. Er wird zum einen die 230 V Stromversorgung im Akkubetrieb herstellen und zum anderen bei anliegender 230 V Stromquelle (Generator/Landstrom) dessen Leistung an das Bodenstation System weitergeben (Kreislauf GEN1.1 und Gen1.2). Das Gerät der Wahl ist das Phönix Multi Plus von Victron Energy und ist wie in Abb. 61 verschaltet. Man sieht die Anschlussmöglichkeiten am Gerät:

Landstrom (230 V Input); Bedienpanel; 230 V Bordnetz (230 V Output) über einen FI-Schalter und 16 A Sicherungen; Verbindung zum Bordakku über eine Schmelzsicherung.

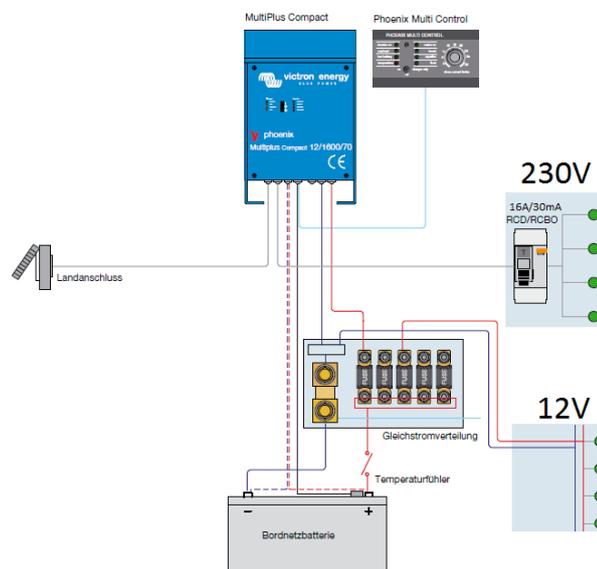


Abb. 61 Wechselrichter Schaltbild

Der bidirektionale Konverter:

Das Herz des MultiPlus ist ein bidirektionaler Konverter d.h. ein Gerät das je nach Anforderung als Umformer oder aber als Ladegerät arbeiten kann. Der Konverter des MultiPlus kann, da er parallel zum Landanschluß oder einem Generator liegt, sowohl Strom aus den Akkus ins Bordnetz geben als auch Strom abzweigen und in die Batterien laden. Darüber hinaus wird die Spannung stabilisiert und entstört: die oftmals stark verzerrte Generatorspannung wird nach Anschluss des MultiPlus wesentlich gleichförmiger. Im Weiteren noch einige Funktionen des eingesetzten Wechselrichters.

RS 485 Schnittstelle

Alle Funktions- und Betriebsparameter des MultiPlus sind nach Bedarf einstellbar.

PowerControl:

Mit PowerControl wird vom Multi die Stromaufnahme der jeweils eingeschalteten Geräte gemessen und nur der Strom, der „übrig“ ist wird zur Batterieladung genutzt.

PowerAssist:

Das MultiPlus liegt parallel zum Landstrom oder zum Generator und liefert dann, wenn zu wenig Leistung geboten wird, zusätzliche Leistung aus den Batterien.

USV (Unterbrechungsfreie Stromversorgung)

Wird aus irgendwelchen Gründen die Landstromleitung getrennt schaltet der Wechselrichter innerhalb von 10 ms in den Batteriemodus und versorgt das Bodenstation Stromsystem weiter mit Strom.

8.6.11 Generator/230 V Netz

8.6.11.1 Auslegung

Es wurden zwei 230 V Quellen Systeme aufgebaut, da die große Energienachfrage (bei Vollast der verbauten Ladegeräte) bis zu 6 kW beträgt. Außerdem ist die Überlastsicherung im Wechselrichter und im Sicherungskasten des 230 V-Systems mit 16 A (~3,6 kW) ausgelegt. So ist der Betrieb mit nur einem Generator unter Vollast nicht mehr möglich.

Die zwei Generator / Landstromanschlüsse der Bodenstation, sind als CEE 3-Pol Steckdosen ausgeführt. Sie werden mit

- GEN 1 (Versorgt die Stromkreisläufe GEN 1.1, GEN 1.2 über den Wechselrichter / Lader)
- GEN 2 (Versorgt den Stromkreislauf GEN 2)



Abb. 62 CEE Landstromeingänge GEN1 und GEN2

bezeichnet und sind in Abb. 62 zu sehen.

Mit der in Abb. 63 gezeigten Verschaltungslogik wird die Verschaltung des 230 V-Systems der Bodenstation realisiert. Man sieht:

- Die Kreisläufe GEN 1.1 und GEN 1.2 sind mit einer Gesamtlast von bis 1,6 kW im Bordnetzbetrieb, über den Wechselrichter versorgt (PC, Monitore, kleine Ladegeräte und Werkzeug)
- Die Kreisläufe GEN 1.1 und GEN 1.2 sind mit einer Gesamtlast von bis 3,6 kW im Generator / Landstrombetrieb belastbar. Hierzu muss der Generator über die GEN 1 CEE-Dose angeschlossen und die Sicherungen im Sicherungskasten geschlossen sein. Die nicht weitergeschaltete Leistung (über Panel ist das Maximum der Stromquelle einstellbar) nutzt der Wechselrichter zum Laden der Batterien.
- Der Stromkreislauf GEN 2 ist ausschließlich über die GEN 2 CEE-Dose im Generator / Landstrombetrieb versorgt und über den Sicherungskasten mit 16 A abgesichert, was bis zu 3,6 kW an Leistung bedeutet. Dieser Kreislauf ist besonders für große Verbraucher gedacht, da beim Ausfall oder Überlast die Rechner nicht ebenfalls davon betroffen sind.

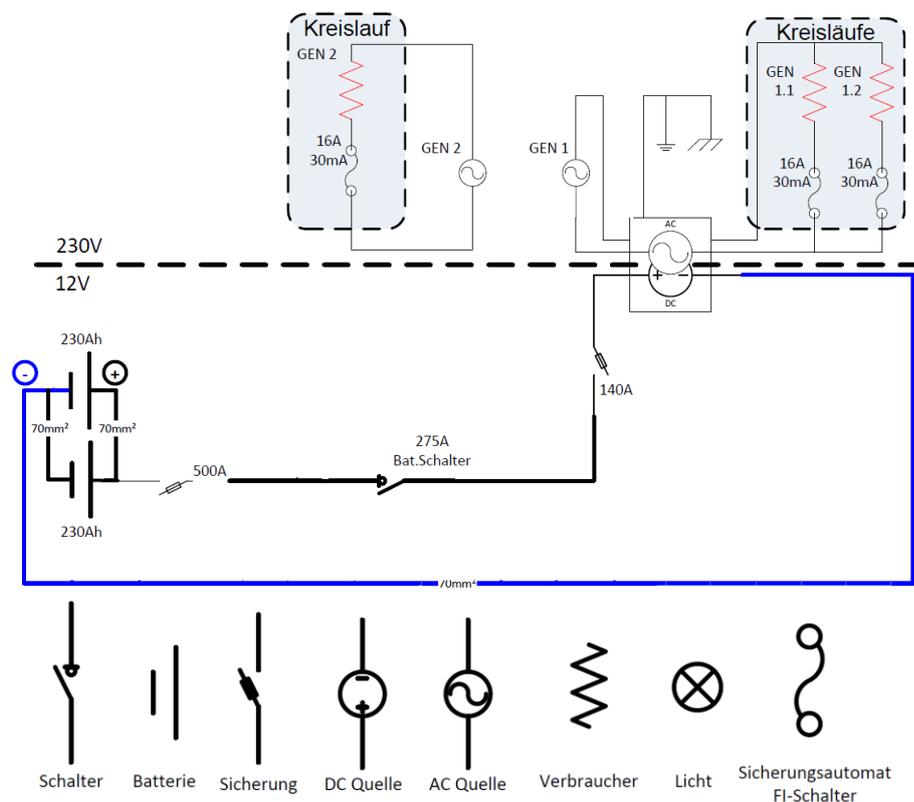


Abb. 63 Verschaltung des 230 V-Systems

8.6.12 12 V-Netz

Die Möglichkeit Verbraucher direkt vom Bordnetz zu speisen, erfordert das Installieren passender Schnittstellen / Steckdosen. Bei der geringen Spannung von 12 V ist der Strom, den die Leitungen zu tragen haben beträchtlich (z.B. Ladestrom Wechselrichter 70 A).

8.6.12.1 Leiterdimensionierung

Bedenkt man, dass allein der Wechselrichter 1,6 kW = 133 A (im 12 V-System) Leistung abdecken soll, so ist die Dimensionierung der Infrastruktur ein entscheidender Faktor.

Mit der Formel $\Delta U = \rho \frac{l}{A} I$

lässt sich ΔU (der Spannungsabfall) im Leiter berechnen, weiterhin ist ρ der spezifische Widerstand des Leiters, l die Leiterlänge, A die Leiterquerschnittsfläche und I der Strom. Werden nun Kupferkabel verwendet, lässt sich die Kabelquerschnittsfläche in der Leitung, anhand von der anliegenden Leistung im Kabel, seiner Länge und dem max. tolerierbaren Spannungsverlust berechnen (s. Tabelle 11 Kabelquerschnittsfläche im Vergleich).

Bei einem tolerierbaren Spannungsverlust von 0,2 V ergibt sich die Querschnittsfläche vom Kabel, in mm² bei einer Leistung von

Länge [m]	200 W	400 W	1000 W
1	2	4	9
2	4	7	18
3	5	11	26
4	7	14	35
5	9	18	44

Tabelle 11 Kabelquerschnittsfläche im Vergleich

Das Verwenden von verschiedenen großen Verbrauchern, und das daraus resultierende Handhaben (Kabelgröße, Sicherung etc.) erfordert das Verwenden von verschiedenen großen Leiterquerschnitten und 12 V-Systembuchsen.

- 4 mm Rundbuchsen (abgesichert mit 30 A Schmelzsicherungen)
- 7 mm Rundbuchsen (abgesichert mit 200 A Sicherungsautomaten)

8.6.13 Verschaltung

Die Verschaltung wird in zwei Bereiche eingeteilt: Ladebereich und Werkbereich. Da im Ladebereich nicht nur das Laderegal sondern auch große Ladegeräte betrieben werden sollen, werden dort 6 x 4 mm und 3 x 7 mm Rundbuchsenpaare zur Verfügung gestellt. Im Werkbereich werden entsprechend weniger gebraucht und somit 2 x 4 mm und 2 x 7 mm Verbaut.

Da die theoretischen Ströme bis zu 500 A betragen können (Hauptsicherung), jedoch die verwendeten Hauptschalter bis 275 A zugelassen sind, werden die großen Buchsenpaare über separate Schalter geschaltet. Dies hat jedoch einen Nachteil, dass die 12 V Stromanzeige bei Verwendung der großen Rundbuchsen nichts misst, da der Messshunt am zentralen Batterie Hauptschalter liegt.

Ein wichtiger Systembaustein ist der Wechselrichter / Lader. Er verbraucht bis zu 130 A und lädt bis zu 70 A. Die Sicherung des Wechselrichters wird mit einem 140 A Sicherungsautomaten realisiert.

Die Solaranlage ist mit 6 mm² Kabeln an das 12 V Bordnetz angebunden und wird mit Hilfe eines Wippschalters zum System hinzu-, oder weggeschaltet.

Die Messanzeigen für Strom und Spannung sind direkt vor dem Batterie Hauptschalter positioniert. Der Messbereich beträgt bis zu 250 A und 20 V.

Die Verschaltung des 12 V-Systems ist in Abb. 64 Verschaltung des 12 V-Systems zu sehen.

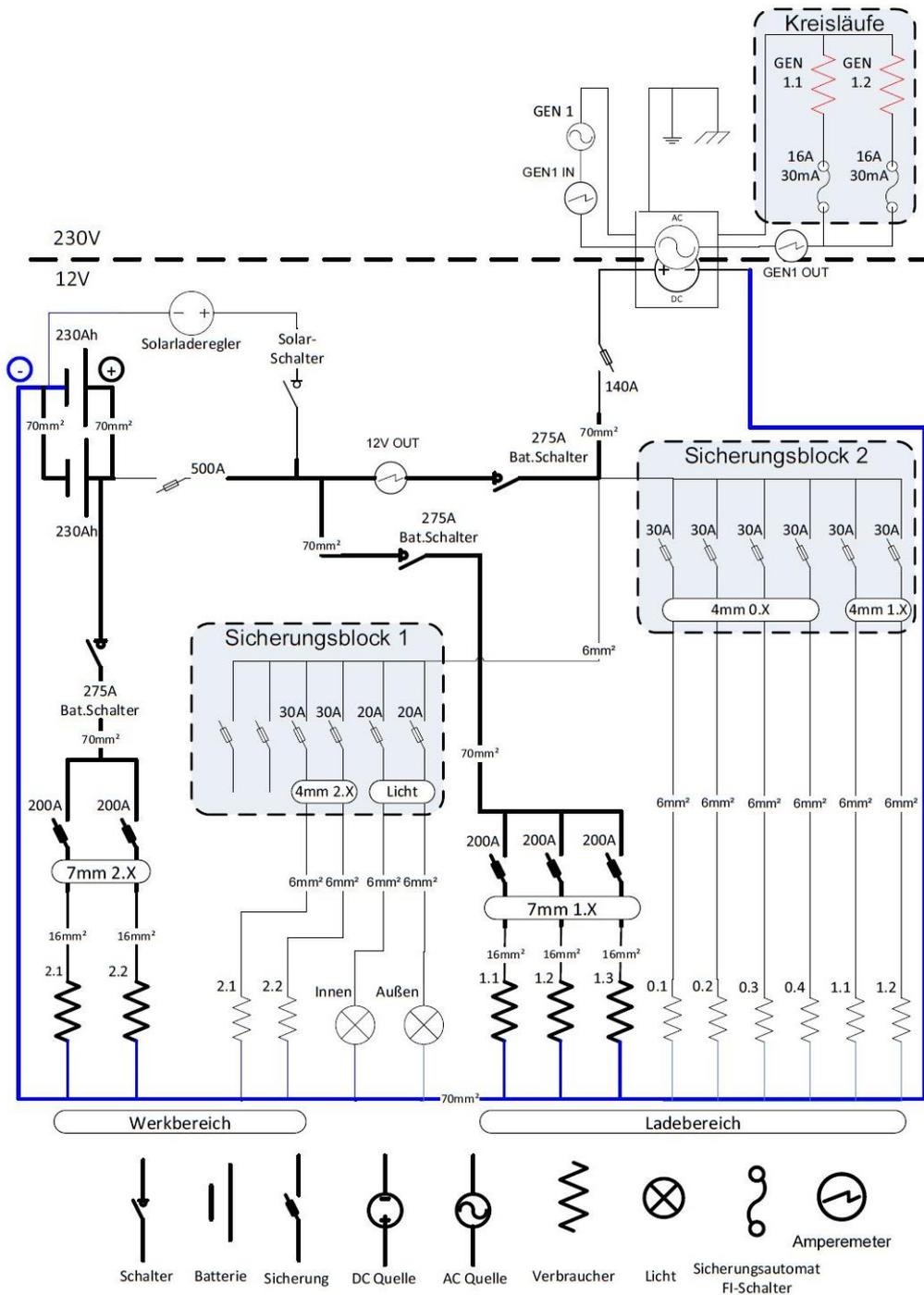


Abb. 64 Verschaltung des 12 V-Systems

8.6.14 Sicherung und Überwachung

8.6.14.1 Schmelzsicherungen des 12 V Bordnetzes

Wie in Abb. 64 zu sehen, ist jedes Buchsenpaar, symbolisiert durch einen Verbraucher, mit einer Schmelzsicherung von 20 A bzw. 30 A abgesichert. Es handelt sich hierbei um einen reinen Überlast- und Kurzschlussschutz. Die Schmelzsicherungen sind Flachsicherung wie sie im Automobilbau verwendet werden. Zu finden sind die Sicherungsblöcke am Schaltschrank (s. Abb. 65)



Abb. 65 Position der Sicherungsblöcke (12 V) und des Sicherungskastens (230 V)

8.6.14.2 Messanzeigen

Um die Bilanz und aktuelle Lasten an den einzelnen Stromkreisen schnell erkennen zu können, wurden Einbaumessgeräte zwischen

- Landstromeingang
- Eingang zum 230 Verteiler
- + Pol der Batterie

geklemmt. Die Konstruktion ist in Abb. 66 dargestellt.



Abb. 66 Anzeigetafel für Stromüberwachung

8.6.15 Energiebilanz

Um eine sinnvolle Energiebilanz zu erstellen, wird mit folgendem Ansatz gerechnet: Die maximalen Leistungen die ein Verbraucher erreicht kann multipliziert mit einem konservativ geschätzten Wert an Auslastung.

8.6.15.1 Parken

Im Parkzustand wird einzig die Belüftung als Verbraucher aktiv sein. Da die Selbstladung ebenfalls eine Rolle spielt, fließt diese im Parkzustand mit ein. Die Solarzelle ist aber so ausgelegt das immer ausreichend Energie zur Verfügung steht.

8.6.15.2 Batteriebetrieb

Als Batteriebetrieb versteht man die ausnahmslose Verwendung der Energie aus dem Bordakku. Die Bilanz ergibt sich dann wie folgt:

	max. Leistung [W]	Auslastung [%]	netto Strom Akkus [A]
Beleuchtung innen	75	30	-1,9
Beleuchtung außen	15	100	-1,3
Belüftung	20	100	-1,7
PC 1	75	80	-5,0
PC 1 Monitor	35	80	-2,3
Kamerasystem	40	40	-1,3
PC 2	75	80	-5,0
PC 2 Monitor	35	80	-2,3
4 mm Buchsen (8x)	1500	25	-31,3
7 mm Buchsen (5x)	7200	0	0
Steckdosen 230 V(14x)	1200	20	-20,0
Summe			-72,0

Tabelle 12 Energiebilanz im Batteriebetrieb

Damit ergibt sich eine Laufzeit bis zur Batterieentladung von ~ 6,5 h. Bei einer moderaten Nutzung ist der Einsatz der Bodenstation auch im bloßen Akkubetrieb denkbar.

8.6.15.3 Generator/Netzbetrieb

In diesem Modus arbeitet das Komplette 230 V Bodenstation-Bordnetz über den Generator/-Landstrom und lädt mit 70 A die Bordakkus. Es ergibt sich bei **einer Vollastnutzung** folgende Bilanz (die typischen 230 V Verbraucher sind hierbei mit 0 A Verbrauch gelistet da sie keine Energie aus dem Bordakku entnehmen):

	max. Leistung [W]	Auslastung [%]	netto Strom Akkus [A]
Beleuchtung innen	75	80	-5
Beleuchtung außen	15	100	-1
Belüftung	20	100	-2
PC 1	75	0	0
PC 1 Monitor	35	0	0
Kamerasystem	40	100	-3
PC 2	75	0	0
PC 2 Monitor	35	0	0
4mm Buchsen (8x)	1500	100	-125
7mm Buchsen (5x)	7200	0	0
Steckdosen 230V(14x)	1200	0	0
Ladestrom	850	100	+70
Summe			-66,25

Tabelle 13 Energiebilanz im Generator/Netzbetrieb

Laufzeit bis zur Batterieentladung ~ 7 h

Wird das 12 V-System mit bis zu 130 A belastet, so ist immer noch eine Nutzungsdauer von bis zu 7 h realistisch. Wird jedoch davon ausgegangen, dass die Ladeleistung nicht aus dem 12 V-System entnommen wird, sondern ausschließlich aus den 230 V-Kreisläufen (Generator/Landstrombetrieb über GEN1 und GEN2 CEE Anschluss). So ist die ununterbrochene Nutzung der Bodenstation gegeben.

8.6.16 Kamerasystem zur Beobachtung der UAV von der Bodenstation

Um der Bediencrew eine ständige visuelle Überwachung der Helikopterdrohnen zu ermöglichen wurde ein Kamerasystem entwickelt, das manuell oder in der Lage ist, die Drohne in der Luft zu verfolgen.

Zu diesem Zweck wurde ein Kameraturm entwickelt der auf der Bodenstation montiert werden kann. Über ein dazugehöriges Computerprogramm kann dann die Drohne mittels Joysticksteuerung verfolgt werden.

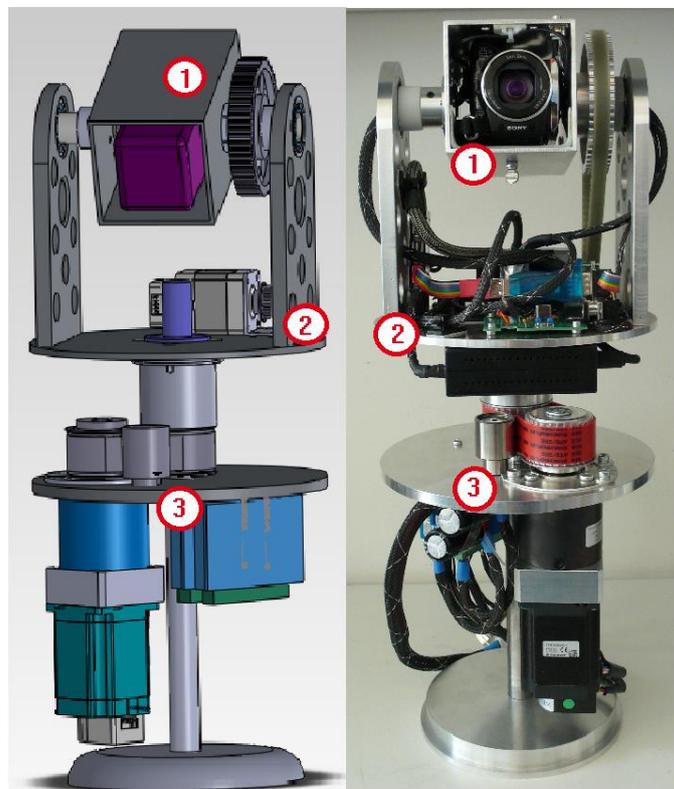


Abb. 67 Kameraturm der SOGRO Bodenstation [6]

Die Hauptkomponenten des Kameraturms sind:

1. Kamerakäfig
2. Turm mit Videokonverter und Nickmotor
3. Fuss mit Schwenkmotor und Schrittmotorsteuereinheit

Zur Steuerung und Überwachung wurde ein Programm in LabVIEW entwickelt. Diese bietet dem Benutzer eine übersichtliche Oberfläche mit Eingabemöglichkeiten zur Steuerung der Kamera und zur Wiedergabe des Kamerabildes.



Abb. 68 Bedienoberfläche des Kamerasystems zur optischen Verfolgung der UAV

8.7 TAP 2.1 Analyse der aktuellen bestehenden Vorschriften und Ableitungen von Einsatzregeln

Bei der Analyse der aktuellen bestehenden Vorschriften für den Betrieb von UAVs hat sich gezeigt, dass es in Deutschland keine gesetzliche Grundlage dafür gibt. Es gibt lediglich eine Regelung für UAVs mit einer Abflugmasse kleiner 25 kg.

Innerhalb des Projektes wurde seitens der Universität Freiburg die Rechtslage für den Einsatz unbemannter Fluggeräte über 25 kg für Forschungszwecke untersucht. Im Rahmen dieser Untersuchungen ist eine Dissertation entstanden:

„Der Einsatz von Drohnen zur Bildaufnahme: Eine luftverkehrsrechtliche und datenschutzrechtliche Betrachtung“; Kornmeier; Lit Verlag Berlin 2012.

Auf Basis dieser Erkenntnisse wurde nach einem legalen Weg für den Betrieb der Helikopterdrohnen gesucht. Aus der Arbeit geht außerdem hervor, dass der Einsatz von Fluggeräten deren maximales Abfluggewicht 25 kg überschreitet, außerhalb des Modellflug-Hobbybereiches nicht erlaubt ist. Weitere Recherchen dazu haben ergeben, dass für den Betrieb eine offizielle Zulassung der Hubschrauber-UAV zwingend notwendig ist. Außerdem musste ein Fluggelände gefunden werden das den Betrieb von Fluggeräten mit einer Abflugmasse größer 25 kg ermöglicht.

Ab einer Startmasse von 25 kg unterliegen Fluggeräte dem Luftverkehrsgesetz (LuftVG). Das bedeutet, dass sie durch das Luftfahrtbundesamt (LBA) auf Basis der Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO) zugelassen werden müssen.

Für den Betrieb wie er zur Zeit des Vorhabens möglich ist, müssen folgende Auflagen eingehalten bzw. erfüllt werden:

- Musterzulassung der Fluggeräte
- Zulassung eines Fluggeländes / Betrieb auf einem zugelassenen Fluggelände mit entsprechender Aufstiegsgenehmigung. Piloten müssen eine Lizenz zur Steuerung von Flugmodellen mit einer Abflugmasse von 25 bis 150 kg besitzen.
- Versicherungsnachweis für Fluggerät und Piloten

Aus dieser Problemstellung heraus hat sich eine Verschiebung der TAP ergeben. Im Vordergrund steht hierbei die Ausarbeitung einer gangbaren, legalen Wegs zum Betrieb der Hubschrauberdrohnen mit einer zulässigen maximalen Abflugmasse größer 25 kg. In

Zusammenarbeit mit den Behörden wurde ein Weg gefunden den Betrieb für „Forschungszwecke“ zu ermöglichen. Damit verbunden war unter anderem das Zulassen eines Fluggeländes und der Hubschrauber selbst. (Siehe hierzu 8.9)

8.8 TAP 2.2 Erstellung der Dokumentation über den Bau des UAV

Für die Zulassung der Hubschrauber als Großmodell wurde eine Dokumentation verfasst, die die Berechnung, Baudokumentationen und Auslegungsdokumente enthält. Diese befindet sich im Anhang dieses Dokuments.

8.9 TAP 2.3 Voraussetzungen zum Betrieb für UAVs

8.9.1 Allgemeines

Der Einsatz von UAVs gewinnt in der heutigen Zeit immer mehr an Bedeutung. Während sich der Betrieb unbemannter Luftfahrtsysteme in der Vergangenheit hauptsächlich auf Bereiche in der Rüstungsindustrie konzentrierte, finden sich UAVs in der Gegenwart auch bei zivilen Anwendungen wieder. Die Verfügbarkeit und Funktionalität der für die Flugregelung notwendigen Systeme hat sich in den vergangenen Jahren deutlich verbessert, so dass nun der Einsatz von UAVs in weitreichenderen Disziplinen möglich und rentabel wird. Je nach Einsatzzweck stehen außerdem eine Vielzahl von möglichen Konfigurationen, Antriebskonzepten und Bauweisen zur Verfügung. Abhängig vom Einsatzort unterliegt der Betrieb unbemannter Systeme allerdings diverser gesetzlicher Regularien und Einschränkungen, welche den Betrieb der UAV-Systeme im zivilen Bereich erschweren. In der Bundesrepublik Deutschland ist der Betrieb von UAVs noch nicht explizit geregelt. Trotzdem entsteht weltweit ein wachsender Bedarf auf diesem Sektor. Folglich besteht auf diesem Gebiet Forschungs- und Entwicklungsbedarf. Durch die schlechten gesetzlichen Rahmenbedingungen in Deutschland wird der Fortschritt in Bezug auf die Entwicklung und Bau von UAVs allerdings gehemmt. Daher ist es momentan notwendig, kompromissbehaftete Lösungen für den Betrieb von UAVs zu suchen, um bei der Entwicklung unbemannter Systeme auch in Zukunft im internationalen Vergleich mithalten zu können. Die Universität Stuttgart strebte als eine der ersten Universitäten Deutschlands ein nach dem momentanen Gesetzesstand mögliches Zulassungsverfahren für den Betrieb von UAVs an, um regelmäßig Flugversuche zu Forschungszwecken durchführen zu können. Diese Ausarbeitung zeigt die momentanen Möglichkeiten für Forschungseinrichtungen und Universitäten auf, UAVs trotz der zurzeit noch nicht endgültig geklärten Gesetzeslage betreiben zu können. Weiterhin sollen Möglichkeiten aufgezeigt werden, wie ein geregelter Betrieb von UAVs zukünftig in Deutschland aussehen könnte.

8.9.1.1 Defizite der Rahmenbedingungen zur Ausübung von Forschung und Entwicklung von unbemannten Luftfahrtsystemen

Der internationale Markt für unbemannte Luftfahrtsysteme vergrößert sich kontinuierlich. Auch im nichtmilitärischen Bereich ist ein wachsender Bedarf zu verzeichnen, welcher in Zukunft noch wachsen wird. Um in Deutschland bei der Technologieentwicklung im internationalen Vergleich mithalten zu können, ist zusätzlicher Aufwand in der Forschung und Entwicklung notwendig. Die Zusammenarbeit von Industrie und Forschungseinrichtungen, sowie die Verwirklichung von geförderten Forschungsprojekten auf diesem Sektor sind allerdings nur dann in effizientem Maße möglich, wenn entsprechende gesetzliche Rahmenbedingungen geschaffen werden. Aktuell fehlt es den entsprechenden Institutionen an deutschlandweiten, geeigneten Zulassungsvorschriften und Areale für Flugtests. Aus diesem Grund ist die deutsche Technologie im Vergleich zu anderen Nationen rückständig.

8.9.1.2 Flugmodelle und unbemannte Luftfahrtsysteme

Der Betrieb von UAVs und Flugmodellen wird in Deutschland in der Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO,[1]), der Luftverkehrs-Ordnung (LuftVO, [2]) und dem Luftverkehrsgesetz (LuftVG, [3]) geregelt. Dabei wird gemeinhin zwischen Flugmodellen zur Ausübung des Modellflugsports und sogenannten unbemannten Luftfahrtsystemen unterschieden. Letztere beschreiben automatisch agierende UAVs, welche nicht zum Zwecke der Freizeitgestaltung eingesetzt werden.

8.9.1.2.1 Flugmodelle

Flugmodelle (nach §1 LuftVZO [1]), welche den deutschen Luftraum nutzen werden einer eigenen Luftfahrzeugklasse zugeordnet. Ihr Betrieb ist in §16 der LuftVO [2] geregelt. Sie werden per Definition zum Zwecke der Freizeitgestaltung betrieben und bedürfen keiner Zulassung bzw. Aufstiegsgenehmigung, sofern ihre Abflugmasse unter 5 kg liegt und vom Betrieb keine Gefahren ausgehen können. Flugmodelle mit einer Abflugmasse zwischen 5 kg und 25 kg benötigen zwar keine Zulassung für das Fluggerät, dürfen jedoch nur mit einer entsprechenden Aufstiegsgenehmigung vor Ort betrieben werden. Übersteigt die Abflugmasse 25 kg, benötigt man für den Betrieb ein technisches Gutachten bzw. eine Musterzulassung (nach der Verordnung zur Prüfung von Luftfahrtgeräten) und für den

Betrieb eine Aufstiegsgenehmigung. Liegt die zulässige Abflugmasse unter 150 kg, sind die Geräte nach §6 LuftVZO [1] jedoch von einer Verkehrszulassung befreit.

8.9.1.2.2 Unbemannte Luftfahrtsysteme

Unbemannte Luftfahrtsysteme werden im Vergleich zu Flugmodellen für kommerzielle Zwecke eingesetzt (§1 (2) LuftVG [3]). Ist dies der Fall, ist für unbemannte Luftfahrtsysteme unabhängig des maximal zulässigen Abfluggewichts eine Aufstiegsenehmigung erforderlich (§16 (1) 7. LuftVO [2]). Sie sind nach §1 (4) LuftVZO [1] von einer Musterzulassung befreit. Eine Verkehrszulassung ist nach §6 (2) LuftVZO [1] ebenfalls nicht erforderlich. Weiterhin darf der Betrieb nur in Sichtweite erfolgen und die maximal zulässige Abflugmasse ist auf 25 kg beschränkt (§15a (3) 1. und 2. LuftVO [2]). Der Gesetzgeber lässt hier allerdings Ausnahmen in Bezug auf die erforderliche Sichtweite und Abflugmasse zu (§15a (4) LuftVO [2]).

8.9.1.3 Zuständige Behörden

Für die Regulierung des Betriebs von Flugmodellen und unbemannten Luftfahrtsystemen sind bundesweit die entsprechenden Behörden der Länder verantwortlich. In Baden-Württemberg sind die entsprechenden Regierungspräsidien zuständig. Die entsprechenden Verfahrensweisen oder Ausnahmegenehmigungen werden von Ihnen festgelegt bzw. erteilt. Dies ist zum Beispiel nach §15a (4) möglich, wenn es um die Ausnahmegenehmigung für den Betrieb von unbemannten Luftfahrtsystemen geht, deren maximal zulässigen Abflugmassen über 25 kg betragen. Dabei können die Anforderungen, welche an Ausnahmegenehmigungen geknüpft werden je nach Behörde variieren. Die Entscheidungen über entsprechende Ausnahmegenehmigungen und Erlaubnisse sind demnach Bundesweit nicht einheitlich.

8.9.1.4 Technische Definition eines UAVs und Zulassungsvorschriften

Nach der momentanen Gesetzeslage definiert der Gesetzgeber UAVs über ihren Einsatzzweck und den im Vergleich zu Flugmodellen unterschiedlichen, zulässigen Abflugmassen. (siehe Kapitel 8.9.1.2.2)

Technisch betrachtet liegt der Unterschied zu Flugmodellen jedoch viel mehr auf der Systemseite. Eine wesentliche Motivation für den Betrieb unbemannter Luftfahrtsysteme ist

die Möglichkeit zur autarken Operation. Hierfür werden UAVs weit über den Modellflugstandard hinaus mit Sensorik und Autopilotensystemen ausgestattet, um zum Teil auch über Sichtgrenzen hinaus selbständig agieren zu können. Dabei arbeiten die Systeme entweder ein vorher festgelegtes Programm ab oder es wird Einfluss über ein Telemetriesystem genommen. Da Flugmodelle ihre Steuereingaben manuell und direkt vom Piloten am Boden durch einen Sender erhalten, ist hier eine Sichtbarkeit des Modells unabdingbar, sieht man von einem videogestützten Betrieb ab. Um unbemannte Luftfahrtsysteme in Zukunft effizient einsetzen und ihre Vorteile ausschöpfen zu können geht die Entwicklung und Forschung gerade im zivilen Bereich in Richtung automatischen Fliegen mit größerer Reichweite. Um möglichst lange Flugzeiten zu erreichen, besitzen solche UAVs oft Abflugmassen von weit über 5 kg bzw. 25 kg, um ausreichend Nutzlast und Treibstoff mitführen zu können. Die Grenze zwischen Flugmodellen und UAVs verläuft fließend. Rechtlich gibt es keine Aussage über die technische Definition eines UAVs. Lediglich der Einsatzzweck ist entscheidend. Um in Zukunft UAVs regelmäßig im zivilen Bereich betreiben zu können, fehlen die Rahmenbedingungen, welche die technische Zulassung, die Nutzung des Luftraums außerhalb des Sichtbereichs und sonstige, damit verbundene Richtlinien vorschreiben.

8.9.2 Möglichkeiten zum Betrieb von UAVs von Forschungseinrichtungen

Deutsche Forschungseinrichtungen beschäftigen sich seit längerer Zeit mit dem Thema des automatischen Fliegens. Dabei gehen die Aktivitäten über die Simulation hinaus und es ist notwendig Flugtests durchzuführen. Bei dem Betrieb von unbemannten Luftfahrtsystemen bis zu 25 kg maximal zulässiger Abflugmasse können entsprechende Aufstiegsgenehmigungen bei den Behörden beantragt werden. Jedoch ist der Rahmen zum Betrieb solcher Systeme recht begrenzt und darf nicht über die Sichtweite hinaus erfolgen. Übersteigt die maximal zulässige Abflugmasse 25 kg, so verbietet der Gesetzgeber nach §15a LuftVO [2] prinzipiell den Betrieb unbemannter Luftfahrtsysteme, sieht man einmal von Ausnahmegenehmigungen ab. Dieser Umstand erschwert die Forschung auf diesem Gebiet und hemmt den Entwicklungsprozess am Standort Deutschland. Um trotzdem Flugtests durchführen zu können, müssen die jeweiligen Forschungseinrichtungen auf suboptimale Möglichkeiten zurückgreifen.

8.9.2.1 Fliegen auf militärischen Plätzen

Militärische Plätze bieten aufgrund ihrer Sonderstellung und den dazugehörigen Flugbeschränkungsgebieten eine gute Möglichkeit dort Flugversuche mit unbemannten Luftfahrtsystemen durchzuführen, bzw. Ausnahmegenehmigungen für den Aufstieg schwerer UAVs zu bekommen. Allerdings ist es meistens notwendig den manntragenden Verkehr während des Betriebs der UAVs ruhen zu lassen. Durch den Vorrang des manntragenden Verkehrs schränkt sich die nutzbare Zeit für Flugversuche deutlich ein. Die Nutzung solcher Plätze beschränkt sich daher meist auf zeitlich begrenzte, einzelne Flugkampagnen. Kontinuierliche Flugtestkampagnen sind nur schwer zu realisieren.

8.9.2.2 Fliegen im Ausland

Durch die oft weniger restriktiven Gesetzeslagen im Ausland, kann in einzelnen Fällen in Erwägung gezogen werden, Flugtests im Ausland durchzuführen. Gerade bei internationalen Forschungsprojekten bietet sich die Möglichkeit zur Durchführung der Flugtests bei Verbundpartnern im Ausland. Allerdings ist es für rein deutsche Forschungsgruppen sehr aufwändig, Flugtests im Ausland durchzuführen, da neben den logistischen Problemen beim Transport des Materials auch erhöhte Reisekosten anfallen.

8.9.2.3 Fliegen nach Modellflugstandard

Bei der Durchführung von Flugversuchen im Allgemeinen geht es anfangs oft um die Lösung technischer Probleme bzw. die Durchführung von Flugtests um Einstellarbeiten durchzuführen und Erkenntnisse über das Flugverhalten zu erlangen. In diesem Rahmen ist es möglich, die Versuchsträger im gesetzlichen Sinne als Flugmodell zu betreiben und hierfür in Absprache mit den örtlichen Behörden eine Aufstiegsgenehmigung zu erhalten. Dies gilt insbesondere dann, wenn sich der Betrieb auf die Sichtweite des Steuerers beschränkt und in Arealen erfolgt, in welchen keine Gefährdung der öffentlichen Sicherheit vorliegt. Solche Aufstiegsgenehmigungen für Forschungseinrichtungen liegen im ermessensspielraum der Behörden der jeweiligen Länder und können dementsprechend unterschiedlich erteilt werden.

8.9.3 Fallbeispiel der Universität Stuttgart

Die Forschungsgruppe UAV des Instituts für Flugzeugbau der Universität Stuttgart verfügt über diverse unbemannte Luftfahrtsysteme mit Abflugmassen bis zu 150kg. Im Rahmen des BMBF-Forschungsprojekts SOGRO (Sofortrettung bei Großunfällen mit Massenansturm an Verletzten) wurden zwei Hubschrauber-UAV Systeme aufgebaut, um Rettungskräfte aufklärend zu unterstützen. Diese Hubschrauber sind elektrisch betrieben und haben eine zulässige Abflugmasse von über 25 kg. Sie sind mit einem Flugregelungssystem ausgestattet und sollen in der Lage sein automatische Start und Landevorgänge sowie Wegpunktnavigation auszuführen. Um die Systemparameter festzulegen sind umfangreiche Flugtests notwendig, welche in legalem Rahmen stattfinden müssen. Zu diesem Zwecke wurde in Zusammenarbeit mit den Behörden ein Weg gefunden, UAVs mit einer maximal zulässigen Abflugmasse von über 25 kg zu Forschungszwecke zu betreiben. Die hierfür notwendigen Schritte und Verfahren dienen als Fallbeispiel der Universität Stuttgart und sollen eine Möglichkeit für Forschungseinrichtungen aufzeigen, unbemannte Luftfahrtsysteme dieser Größenordnung trotz des Aufstiegsverbots nach §15a LuftVO [2] zu betreiben und einen regelmäßigen Betrieb zu ermöglichen.

8.9.3.1 Zuständige Behörden in Baden-Württemberg

Für Zulassungen und Genehmigungen im Bereich der Luftfahrt sind (wie in Kapitel 8.9.1.3 bereits genannt) in Baden-Württemberg die jeweiligen Regierungspräsidien zuständig. Im Falle der Aufstiegsgenehmigungen für die unbemannten Luftfahrtsystemen der Universität Stuttgart entsprechend auch das Regierungspräsidium Stuttgart.

8.9.3.2 Anforderungskatalog des Regierungspräsidium Stuttgart

Gegenstand der Anfrage der Universität Stuttgart beim Regierungspräsidium war die Erlangung einer Betriebserlaubnis für unbemannte Luftfahrtsysteme mit einer zulässigen Abflugmasse >25 kg und die Zulassung eines Geländes für den Betrieb solcher Systeme. Nach mehreren Rücksprachen und der Klärung der gesetzlichen Situation wurden seitens des Regierungspräsidiums Anforderungen gestellt, deren Erfüllung Voraussetzung für den Erhalt der geforderten Genehmigungen darstellen. Anschließend sollte es für die Universität Stuttgart möglich sein, auf dem entsprechenden Gelände einen regelmäßigen Flugbetrieb mit den unbemannten Luftfahrtsystemen der Universität Stuttgart durchzuführen. Die gestellten Anforderungen sind im Folgenden aufgelistet.

1. Zulassung der Fluggeräte nach Modellflugstandard
2. Versicherung der Fluggeräte mit einer entsprechenden Bestätigung, dass gewerbliche Fälle mit abgedeckt sind.
3. Versicherung des Piloten, wobei auch hier die gewerbliche Nutzung mit abgedeckt sein muss.
4. Eine entsprechende Lizenz der steuernden Piloten, für den Betrieb von Flugmodellen mit einer zulässigen Abflugmasse > 25 kg.
5. Zulassung des Fluggeländes für den Betrieb von Fluggeräten mit einer zulässigen Abflugmasse bis 150 kg.
6. Einverständniserklärung des Grundstückeigentümers.

Diese Anforderungen wurden von Seiten der Universität Stuttgart abgearbeitet. Die hierfür jeweils notwendigen Schritte werden in den Folgekapiteln näher erläutert.

8.9.3.3 Zulassung der Fluggeräte nach Modellflugstandard

In der Gesetzgebung werden keinerlei Aussagen über die technischen Spezifikationen von unbemannten Luftfahrtsystemen getätigt. Der Betrieb von Luftfahrtsystemen in der geforderten Größenordnung birgt jedoch Gefahren, wenn in der Auslegung der Systeme technische Fehler vorliegen. Aus diesem Grund sollten die zu betreibenden Geräte einem technischen Gutachten unterzogen werden. Als Grundlage werden hierbei die geltenden Bestimmungen aus der Sparte des Flugmodellbaus herangezogen, da sich zumindest in der konstruktiven Auslegung die Anforderungen zwischen Flugmodellen und UVAs entsprechen. Das Gutachten erfolgt über Sachverständige des DAeC. Die technischen Bestimmungen sind in den Nachrichten für Luftfahrer II (NFLII) aufgeführt, und werden in den entsprechenden Antragsunterlagen zur Zulassung von Großmodellen des DAeC verarbeitet. In den NFL II 23/11 Stand 24.März 2011 sind die Lufttüchtigkeitsforderungen für ferngesteuerte Hubschrauber für maximale Abfluggewichte zwischen 25 und 150 kg beschrieben. Darin sind in 10 verschiedenen Punkten Anforderungen an das Hubschraubersystem beschrieben, die für eine erfolgreiche Zulassung und einen bedenkenlosen Betrieb erfüllt sein müssen. Diese gliedern sich wie folgt.

1. Allgemeines

Allgemeines beschreibt die Art der Modelle, auf welche sich die Richtlinien beziehen.

2. Betriebsverhalten

Unter dem Betriebsverhalten werden die globalen mechanischen Eigenschaften des Hubschraubersystems festgelegt. Wichtig sind hierbei die flugmechanischen Grenzen in Bezug auf zulässige Massen, Schwerpunktlagen und ausreichend verfügbare Steuerbarkeit. Die Nachweise hierfür müssen in geeigneten Boden- und Flugtests erbracht werden. Die rotierenden Systeme müssen in entsprechend ausreichend dimensionierter und sicherer Bauweise ausgeführt sein. Strukturteile müssen ausreichend steif ausgeführt sein und den entsprechend auftretenden zyklischen Lasten rotierender Systeme standhalten und dürfen im Dauerbetrieb keinen Schaden nehmen. Die zulässigen Drehzahlen und Betriebsgrenzen müssen eingehalten werden. Während der Flugversuche müssen relevante Flugzustände und Manöver durchgeführt werden. Dabei müssen stets ausreichend Leistungsreserven vorhanden sein.

3. Festigkeit

Die Festigkeit in sämtlichen, belasteten Bauteilen richtet sich nach den sicheren Lasten, welche während des Betriebs auftreten. Wenn keine anderen Angaben gemacht werden, darf ein Versagen von Bauteilen erst bei einem Vielfachen von 1,5 der sicheren Last auftreten. Besonders stark beanspruchte Bauteile sind in den Richtlinien gesondert aufgeführt und mit größeren Sicherheitszahlen beaufschlagt. Die Auftretenden Lasten müssen mit entsprechenden Rechnungen ermittelt werden. Die Bauteile müssen rechnerisch bzw. empirisch den Lasten standhalten. Die verwendeten Aktuatoren müssen über ausreichend Stellkraft verfügen. Auch bei Vollausschlägen dürfen keine mechanischen Begrenzungen angefahren werden. Die geforderten Lastvielfachen sind +3 g und -1,5 g. Die einzelnen Prüfverfahren sind in den NFL beschrieben.

4. Triebwerksanlage

Unter dem Kapitel Triebwerksanlage wird beschrieben, von welcher Beschaffenheit das Antriebsaggregat sein muss. Es wird dabei zwischen verbrennungsbasierten und elektrischen Antrieben unterschieden. Der Antrieb muss für die Dimensionen des Hubschraubers ausreichend bemessen sein und sollte auch beim Abrufen der maximalen Leistung (voll Pitch) keine Drehzahleinbrüche vorweisen. Kraftstoffreserven bzw. die Akkukapazität müssen Energie für mindestens 10 Minuten Flugzeit zur Verfügung stellen. In der Struktur dürfen keine durch das Triebwerk verursachten Schwingungen auftreten. Für ausreichend Kühlung ist zu sorgen.

5. Elektrische Anlagen

Die elektrischen Anlagen im Hubschrauber müssen ausreichend genau dokumentiert sein. Dabei gilt dem HF-Modul besonderes Augenmerk. Die Kabelführung muss für diesen Zweck genau dokumentiert sein. Die allgemeinen Grundregeln in Bezug auf abfallende Leistungen, Kabelquerschnitte und Kabelverbindungen müssen eingehalten werden. Die Energieversorgung der Systeme ist ausreichend zu dimensionieren. Die Stromeinspeisung muss über zwei unabhängige Akkus erfolgen und über einen Hauptschalter abschaltbar sein.

6. Fernsteuerungsanlage

Die verwendete Fernsteuerungsanlage muss den geltenden Bestimmungen der Bundesnetzagentur entsprechen. Die Installation an Bord des Hubschraubers muss den Herstellerangaben entsprechen. Empfänger und Aktuatoren müssen schwingungsgeschützt verbaut sein. Bei eventuell eingebauten, elektrischen Zusatzsystemen (GPS, Telemetrie, etc.) darf es keine Beeinträchtigung der Empfangsanlage geben. Die Steuerung muss so aufgebaut sein, dass Knüppel Eingaben am Sender proportional an den jeweiligen Aktuatoren erfolgen und durch nichts beeinträchtigt werden kann. Zusätzliche Elektronik zum Zwecke der Stabilisierung während des Fluges sind zulässig.

7. Gestaltung und Bauausführung

Die Gestaltung des Fluggeräts beschreibt spezielle Merkmale, die das zu zulassende Gerät erfüllen muss. Dies betrifft u.A. die ausreichende Kennzeichnung des Geräts, die korrekten Herstellungsverfahren der mechanisch beanspruchten Teile und die Vorkehrungen für einen uneingeschränkt möglichen Zugang für Wartungszwecke.

8. Lärm

Beim Betrieb des Modells dürfen die in den Nfl II-70/04 beschriebenen Lärmemissionen nicht überschritten werden.

9. Mindestausrüstung

Als Mindestausrüstung muss eine Ladekontrollanzeige für die Sender und Empfangseinheit vorhanden sein.

10. Anweisungen für Betrieb und Instandhaltung

Im letzten Unterpunkt werden die zu führenden Dokumente beschrieben. Dazu gehören ein Flughandbuch mit den flugtechnisch relevanten Daten und ein Bordbuch, in welchem die durchgeführten Flüge, Wartungen und Reparaturen festzuhalten sind.

8.9.3.3.1 Eingereichte Dokumente zur Erlangung der Zulassung

Für die Zulassung müssen als Nachweis der Systemsicherheit Pläne vom Aufbau, sowie Rechnungen für Beleg der Festigkeit erbracht werden. Zulassung eines Geländes mit entsprechender Aufstiegsgenehmigung

Neben der Zulassung der Fluggeräte ist für den Betrieb der unbemannten Luftfahrtsysteme ebenfalls ein geeignetes Gelände mit den entsprechenden Aufstiegsgenehmigungen erforderlich. In Zusammenarbeit mit der Universität Hohenheim und dem Regierungspräsidium wurde ein Areal für den Aufstieg von unbemannten Luftfahrtsystemen zugelassen, welches von der Universität Hohenheim und der Universität Stuttgart für die Erprobungsflüge unbemannter Luftfahrtsysteme mit einer Abflugmasse von 150 kg verwendet werden kann. Hierfür wurde ein entsprechendes Gutachten beim DAeC in Auftrag gegeben, welches die Tauglichkeit des Geländes bescheinigt und es so dem Regierungspräsidium ermöglicht eine entsprechende Aufstiegsgenehmigung für das Gelände zu erteilen. Das zugehörige Gutachten wird durch einen formlosen Antrag beim DAeC in Auftrag gegeben. Das ausgearbeitete Gutachten befindet sich im Anhang. Die in dem Gutachten des DAeC getätigten Aussagen sind als Empfehlungen für eine etwaige Aufstiegsgenehmigungen des Regierungspräsidiums anzusehen. Das Regierungspräsidium seinerseits kann wiederum eigene Beschränkungen in die Aufstiegsgenehmigung mit aufnehmen, welche in dem Gutachten des DAeC nicht vorgesehen waren. Das Gutachten des DAeC beinhaltet neben der Beurteilung des Geländes zum Betrieb von Systemen bis 25 kg maximaler Abflugmasse ebenfalls die Betrachtung von unbemannten Luftfahrtsystemen bis zu einer maximalen Abflugmasse von 150 kg.

8.9.3.3.2 Aufstiegsenehmigungen des Regierungspräsidiums

Mit dem Vorliegen des Geländegutachtens und der Zulassung der Großmodelle konnte nun zusammen mit den unter 8.9.3.2 beschriebenen Anforderung des Regierungspräsidiums die entsprechende Aufstiegsenehmigung erlangt werden. Die Aufstiegsenehmigung wurde im August 2012 erteilt und beinhaltet Flugmodelle und unbemannte Luftfahrtsysteme bis 25 kg, sowie Flugmodelle bis 150 kg, welche dort zu Forschungszwecken betrieben werden dürfen. Die Unterlagen hierzu befinden sich im Anhang.

8.9.3.4 Pilotenlizenz zum Steuern von Flugmodellen über 25 kg Abflugmasse

Die Erlaubnis zum Betrieb von Flugmodellen mit einer zulässigen Abflugmasse über 25 kg ist an eine entsprechende Lizenz für Großmodelle gekoppelt und ist ebenfalls Auflage des Regierungspräsidiums. Zum Erlangen dieser Lizenz ist eine schriftliche und praktische Prüfung erforderlich. Während in der schriftlichen Prüfung technische Verständnisfragen bearbeitet werden, folgt in der praktischen Prüfung ein Vorfliegen definierter Flugmanöver.

8.9.3.5 Versicherung

Da der Flugbetrieb der Universität Stuttgart nicht zum Zweck der Freizeitgestaltung durchgeführt wird, sondern vor dem Hintergrund der Flugerprobung zu Forschungszwecken, wurde seitens des Regierungspräsidiums die Anforderung an eine Versicherung gestellt, welche auch Schadensfälle bei einer gewerblichen Nutzung unbemannter Luftfahrtsysteme abdeckt. Dies betrifft auch Film, Foto und Vermessungsflüge im Geltungsbereich Deutschland mit eingeschlossen.

8.9.4 Zusammenfassung

Durch die erst seit Kurzem aktualisierte Gesetzeslage in Bezug auf unbemannte Luftfahrtsystemen, sind die Regelungen zum Betrieb noch lückenhaft. Das Betreiben solcher unbemannten Fluggeräte ist nur in eingeschränktem Rahmen möglich, insbesondere wenn es sich um große UAVs handelt, welche über 25 kg Abflugmasse verfügen. Weltweit besteht in vielen unterschiedlichen Bereichen ein ständig steigendes Interesse an UAVs. Neben dem schon fast routinemäßigen Einsatz von Drohnen im militärischen Bereich, gewinnt allerdings der zivile Sektor immer mehr an Bedeutung. Die steigende Nachfrage bewirkt eine kontinuierliche Weiterentwicklung der Technologie auf dem Markt unbemannter Luftfahrtsysteme. Hieraus ergeben sich gerade in einem Hochtechnologieland wie Deutschland Möglichkeiten, an der Entwicklung und der Vermarktung solcher Systeme Teil zu haben. Ein Großteil der technischen Universitäten und Forschungseinrichtungen in Deutschland beschäftigen sich mit der Forschung auf diesem Gebiet. Dabei geht es nicht nur um die Simulation von möglichen Szenarios, sondern auch um den konkreten Bau von Geräten zur Flugerprobung, sowie der Durchführung von Testflügen und die Integration geeigneter, zukunftsorientierter Nutzlasten, welche über normale Kamerasysteme zur visuellen Aufklärung hinausgehen. Zur effektiven Durchführung von Flugtestkampagnen sind jedoch eindeutige, gesetzliche Regelungen erforderlich, die das Betreiben von UAVs auch in

Gewichtsklassen von über 25 kg legal ermöglichen, falls dies für den Zweck erforderlich ist. In Zusammenarbeit mit den jeweiligen zuständigen Behörden ist zwar in Einzelfällen der Betrieb großer Systeme möglich, jedoch nur mit Einschränkungen und in Ausnahmefällen. Anzudenken wäre das Einrichten geeigneter Areale in Deutschland, welche zu Forschungszwecken zum Betrieb jeglicher Art von UAVs freigegeben werden, um so die Entwicklung von Technologie für unbemannte Luftfahrtsysteme in Deutschland zu ermöglichen. Ebenso sind gesetzlich näher spezifizierte technische Anforderungen notwendig, damit einerseits ein sicherer Betrieb stattfinden kann, und andererseits eine allgemein gültige Norm bei der Auslegung und dem Bau solcher Systeme einfließt.

8.10 TAP 2.4 Konzipierung von Schulungen für die UAV-Operatoren

Die Piloten/Steuerer für die UAVs wurden mithilfe des Mockup Systems auf den Einsatz der Drohnen „AMPAIR 1 & 2“ geschult.

Dabei wurde zuerst der Flug ohne Autopilot trainiert. (reiner RC-Modus)

Danach wurden die Piloten langsam an die Unterstützung durch den Autopiloten herangeführt und an das neue Steuerungskonzept gewöhnt. Dabei müssen für den Piloten zwei unterschiedliche Ansatzbereiche betrachtet werden.

8.10.1 Schulung zur Einstellung des Autopiloten

Für die einstellarbeiten des Autopiloten wird ein sehr erfahrener Pilot benötigt. Dieser muss neben der sicheren Handhabung der Fluggeräte auch über ein schnelles Reaktionsvermögen und fliegerisches Geschick verfügen. Dieses können wird zur Stabilisierung bzw. Abfangen der Fluggeräte aus extremen Fluglagen benötigt, die beim Einstellen des Autopiloten auftreten können.

Außerdem muss der Pilot mit der Änderung der Steuervorgaben die sich im Laufe des Einstellprozesses ergeben zurecht kommen. (siehe auch Kapitel 8.5) Im PIC-CICAttitudeArcade-Mode ergeben sich zum Beispiel folgende Änderungen in der Steuerung

PIC	CICAttitudeArcade
Roll	Vorgabe einer Rollrate
Nick	Vorgabe einer Nickrate
Gier	Vorgabe einer Gierrate
Throttle/Pitch	Throttle/Pitch

Tabelle 14 Änderung der Steuereingaben

Bei der Einstellung von höheren Reglerebenen steht dem Piloten nur noch der CICAttitudeArcade-Mode zur Verfügung was einen sicheren Umgang mit Fluggerät in diesem Modus voraussetzt. Erst in der der höchsten Reglerebene CIC Fully Autonomous kann wieder in den normalen RC-Betriebsmode PIC geschaltet werden.

8.10.2 Schulung für den Betrieb

Der Pilot für den Betrieb der komplett eingestellten Lizenz UAV muss nicht mehr alle Modi des Autopiloten beherrschen. Er muss eine sichere Flugführung im PIC-Mode (RC-Steuerung) oder CICAttitudeAcarde (Lageregelung → Autopiloten; Steuerung → Vorgabe von Raten) beherrschen.

Im praktischen Betrieb dient der Pilot nur noch als Sicherung. Das UAV kann in diesem Modus automatisch Starten und Landen. Die Flugführung wird durch den Operator der Bodenstation überwacht und gesteuert. Die Steuerung Erfolgt über die Vorgabe von Wegpunkten. Diese können über die Micropilot-Software HORIZONmp direkt von der Bodenstation an die Drohen übermittelt werden.

8.10.3 Pilotenlizenz für Flugmodelle bis 150 kg

Für den Einsatz der Drohnen „AMPAIR 1 & 2“ müssen die Piloten eine Lizenz zur Steuerung von Flugmodellen mit einer Abflugmasse von 25 bis 150 kg erwerben. (Abb. 69)

 <p>Bundesrepublik Deutschland Federal Republic of Germany</p> <p>Ausweis für Steuerer von Flugmodellen und von sonstigem für die Benutzung des Luftraums bestimmten Luftfahrtgerät</p>	I Ausstellungsort State of issue	Bundesrepublik Deutschland	II Art der Lizenz, Datum der Erstaussstellung und Länderkennnummer Title of license, date of initial issue and country code	Steuerer [redacted] D.	XII Berechtigungen (Ratings)						
	III Lizenznummer License number	DAeC-[redacted]	IX gültig bis (valid until): UNBEFRISTET Indefinite	Der Inhaber der Lizenz ist berechtigt, in der Bundesrepublik Deutschland eingetragene Geräte und Flugmodelle im Umfang der Lizenz zu steuern. Zur Feststellung der Identität des Lizenzinhabers ist ein Lichtbildanzusatz notwendig. The license holder is entitled to operate license-eligible models registered in Germany. A licensed certificate holder should be carried for the purpose of identification of the license holder.		<table border="1"> <tr> <td>Eintragstypen/entry types</td> <td>Bemerkungen/Remarks</td> </tr> <tr> <td>Flugmodelle 25 bis 150 kg</td> <td></td> </tr> <tr> <td colspan="2">****keine weiteren Eintragungen/ no further entries****</td> </tr> </table>	Eintragstypen/entry types	Bemerkungen/Remarks	Flugmodelle 25 bis 150 kg		****keine weiteren Eintragungen/ no further entries****
	Eintragstypen/entry types	Bemerkungen/Remarks									
	Flugmodelle 25 bis 150 kg										
	****keine weiteren Eintragungen/ no further entries****										
	IV Name des Inhabers Name of holder	[redacted]	X Ausstellende Person Signature of issuing person and date	[redacted]	XIII Bemerkungen (Remarks):						
	XIV Geburtsdatum Geburtsort - Date and place of birth	[redacted]	XI Stempel der ausstellenden Stelle Stamp of issuing board	[redacted]							
	V Wohnsitz Address	[redacted]									
	VI Staatsangehörigkeit Nationality	deutsch									
	VII Unterschrift des Inhabers Signature of holder	[redacted]									
	VIII Ausstellende Stelle Issuing board	Deutscher Aero Club e.V. Braunschweig									

Abb. 69 Beispiel Pilotenlizenz

Zum Erwerb der Lizenz wurde in einem schriftlichen Teil die Kenntnisse des Piloten im Bereich der Technik, sowie dem sicheren Umgang mit dem Fluggerät geprüft. Im zweiten Teil der Prüfung muss der Pilot sein fliegerisches Können unter Beweis stellen. Für die Prüfung müssen verschiedene Flugmanöver, sowie mehrere Starts und Landungen sicher durchgeführt werden.

8.11 TAP 3 Anbindung der UAV-Steuerung an bestehende und neue Kommunikationseinrichtungen der Rettungskräfte

Die in diesem Teilarbeitspaket geplanten Arbeiten konnten nur teilweise durchgeführt werden. Für Anbindung der UAV-Steuerung wurde eine neue Kommunikationseinrichtung in Form einer Bodenstation geschaffen. Diese bietet Platz für den Transport der UAV zum Einsatzort und bildet zudem die Operationszentrale für die Bediencrew der Drohnen. (Siehe Kapitel 8.6)

Die Untersuchungen zum Schwarmflug der Drohnen konnten nicht durchgeführt werden, da durch die Behörden maximal eine Aufstiegserlaubnis für ein System genehmigt werden konnte. Die dadurch frei gewordenen Arbeitsstunden wurden allerdings im Zulassungsverfahren für die Aufstiegserlaubnis der Drohnen und die Zulassung eines Fluggeländes auf dem die Systeme betrieben werden dürfen eingesetzt. Das hierfür vorgesehene Arbeitspaket war wesentlich umfangreicher als bei der Planung zu Beginn des Projektes angenommen. (Siehe auch Kapitel 8.8)

9 Eingehende Darstellung des voraussichtlichen Nutzens, insbesondere der Verwertbarkeit des Ergebnisses im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans

Die im Vorhaben entwickelten Drohnen und Bodenstation bilden eine Basis auf der der zukünftige Einsatz von UAVs zur Unterstützung von Rettungskräften weiter untersucht werden kann. Durch die Größe der Systeme können auch andere für Rettungskräfte entscheidende Szenarien untersucht werden ohne, dass eine große Veränderung des Systems erfolgen muss. Die flexible Nutzlastaufnahme gestattet auch die Unterbringung und Erprobung anderer Nutzlastergebnisse von z. B. Polizei und Feuerwehr die die Nutzlastkapazität von kommerziellen kleinen Systemen übersteigt.

Ein direkter praktischer Einsatz wie im Szenario SOGRO beschrieben ist nach Ablauf des Vorhabens noch nicht möglich. Hierfür muss erst eine gesetzliche Grundlage geschaffen werden die auch den Einsatz von UAVs größer als 25 kg regeln. Außerdem fehlt noch eine Einbindung in den öffentlichen Luftraum. Bis zum Ende des Vorhabens beschränkt sich der mögliche Einsatz noch auf Fluggelände mit einer Aufstiegserlaubnis für Fluggeräte größer 25 kg oder einer individuellen Aufstiegserlaubnis. Beides deckt aber nicht die betrachteten Szenarien ab. Die individuelle Aufstiegserlaubnis stellt allerdings eine mögliche Lösung für Rettungskräfte da. Hierfür muss allerdings das Verfahren zur Beantragung wesentlich beschleunigt oder umgangen werden können, um bei Schadenslage schnell und unkompliziert als Unterstützung der Rettungskräfte zum Einsatz zu kommen.

Ein weiterer Schritt zur Realisierung und dem praktischen Einsatz ist eine Analyse der einzelnen Systeme und ein verstärkter Einsatz von redundanten Systemen, sowie eine Betrachtung der Ausfallwahrscheinlichkeiten der einzelnen Komponenten, Systeme und des Gesamtsystems, wie es in der bemannten Luftfahrt üblich ist. Außerdem mussten hierfür Richtlinien geschaffen werden. Die im Vorhaben gewonnenen Ergebnisse soll genutzt werden, um eine offene Diskussion mit dem Gesetzgeber über die Notwendigkeit von UAVs zur Unterstützung von Rettungskräften auszubauen und deren potential gezeigt werden. Die Übungen bzw. Versuchsflüge finden aber in einer kontrollierten Umgebung statt. Für einen realen Einsatz muss an dieser Stelle aber noch die Komponente Mensch betrachtet werden, die sich im Flugbereich der Drohne befindet. Dadurch entstehen weitere höhere Anforderungen an das System, die im Rahmen dieses Vorhabens wegen ihrer thematischen Komplexität und enormen Kostensteigerung nicht betrachtet und gefordert wurden

(Ausfallwahrscheinlichkeiten, Betrachtung von Fehlerszenarien-Systemausfall über Personen, ...).

9.1 Weitere Verwertung der Entwickelten Systeme „AMPAIR“ und der Bodenstation in öffentlichen Projekten:

Die Hubschrauber-Drohnen und die Bodenstation kommen auch im Anschluss an das Projekt weiterhin für Forschungszwecke zum Einsatz.

Erste Anwendung außerhalb des Vorhabens finden sowohl Bodenstation als auch Hubschraubersystem im Verbundforschungsprojekt „*Lidar Complex - Entwicklung von Lidar-Technologien zur Erfassung von Windfeldstrukturen hinsichtlich der Optimierung der Windenergienutzung im bergigen, komplexen Gelände*“. Das Projekt wird durch das Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit gefördert. In dem Projekt sollen Lidar - Messverfahren für topologisch komplexe Standorte entwickelt werden. Außerdem sollen verschieden Messungen mit einander verglichen werden (Messmasten, Messungen per UAV, Lidar-Systeme). In dem Vorhaben werden die Hubschrauberdrohnen mit Ultraschallanemometern zum Vermessen von Windfeldern ausgestattet.

9.2 Weitere zukünftige Nutzungsmöglichkeiten:

Bodenstation – Die im Vorhaben SOGRO entwickelte Bodenstation soll auch weiterhin für Forschungsvorhaben am Institut für Flugzeugbau eingesetzt werden. Sie bietet einen Grundstein der speziell dem experimentellen Teil der Forschung mit unbemannten Luftfahrtsystemen dient und bildet zusammen mit dem Fluggelände optimale Bedingungen für momentane und zukünftige Vorhaben.

Hubschrauberdrohnen-System „AMPAIR“ – Das System AMPAIR stellt eine solide Basis für weitere Forschungsvorhaben mit Hubschraubersystemen da. Es ermöglicht die Erfahrungen mit Hubschraubersystemen am Institut für Flugzeugbau weiter aus zu bauen. Es bietet durch seinen großen Nutzlastbereich und seinen strukturierten Aufbau Potenzial für die Erprobung neuer Systemen und Systemkomponenten.

Mockup-System – Das Mockup-System dient weiterhin als Erprobungsträger für die UAV „AMPAIR 1 & 2“. Außerdem haben sie durch die kompakte Bauweise die ideale Größe für studentische Arbeiten wie Bachelor- und Masterarbeiten.

10 Eingehende Darstellung des während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Während des Vorhabens gab es einen großen Zuwachs auf dem kommerziellen Markt für UAV-Systeme. Speziell der Markt für Multikoptersysteme ist rasant angestiegen. Allerdings bietet dieser Markt hauptsächlich Systeme deren Abfluggewicht unter 5 kg liegt.

Größere Systeme (MTOW ca.200 kg) wurden durch die Firmen Swiss UAV und Schiebel entwickelt und vertrieben.

Abseits dieser Betrachtung hat der Markt für militärische Systeme einen großen absatztechnischen sowie technologischen Zuwachs erfahren.

**11 Eingehende Darstellung der erfolgten oder geplanter
Veröffentlichungen des Ergebnisses**

-keine-

13 Quellenverzeichnis und Literaturverzeichnis

- [1] Luftverkehrszulassungsordnung LuftVZO
- [2] Luftverkehrsordnung LuftVO
- [3] Luftverkehrsgesetz LuftVG
- [4] Ilja Müller: *Entwurf und Aufbau einer Bodenstation für unbemannte Flugobjekte*, Diplomarbeit, Universität Stuttgart – Institut für Flugzeugbau, Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart, März 2010
- [5] Rainer Stephan: *Integration und Regleroptimierung eines Autopilotensystems für unbemannte Hubschrauberdrohnen*, Studienarbeit, Universität Stuttgart – Institut für Flugzeugbau, Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart, Oktober 2010
- [6] Alexander Isaew: *Aufbau und Test von beweglichen Trägerplattformen zur Nachführung eines Kamerasystems*, Studienarbeit, Universität Stuttgart – Institut für Flugzeugbau, Pfaffenwaldring 31, 70569 Stuttgart, August 2011
- [7] MicroPilot: *MicroPilot Autopilot Installation and Operation*, Manual, MicroPilot Inc., P.O. Box 720, 72067 Raos 8E, Sturgeon Rd, Stony Mountain, Manitoba Canada, MB R0C 3A0, V 20100430
- [8] MicroPilot: *MP2128^{Heli} Helicopter Autopilot User Manual 3.4*, Manual, MicroPilot Inc., P.O. Box 720, 72067 Raos 8E, Sturgeon Rd, Stony Mountain, Manitoba Canada, MB R0C 3A0, V 20090122
- [9] Günther, W. (2002). *Einführung in die Hubschraubertechnik*.
- [10] Bittner, W. (2008). *Flugmechanik der Hubschrauber*. Springer

14 Anhang

14.1 Technische Übersicht des Hubschraubersystems

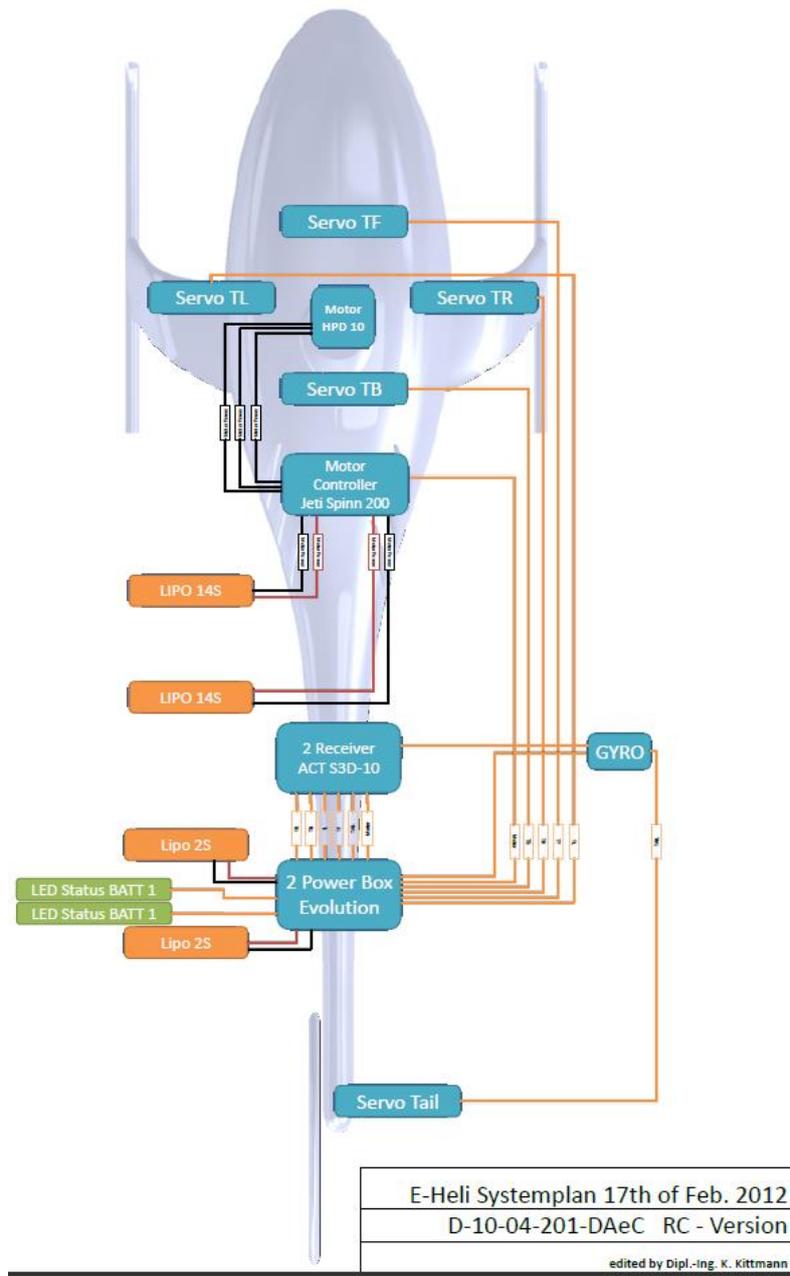
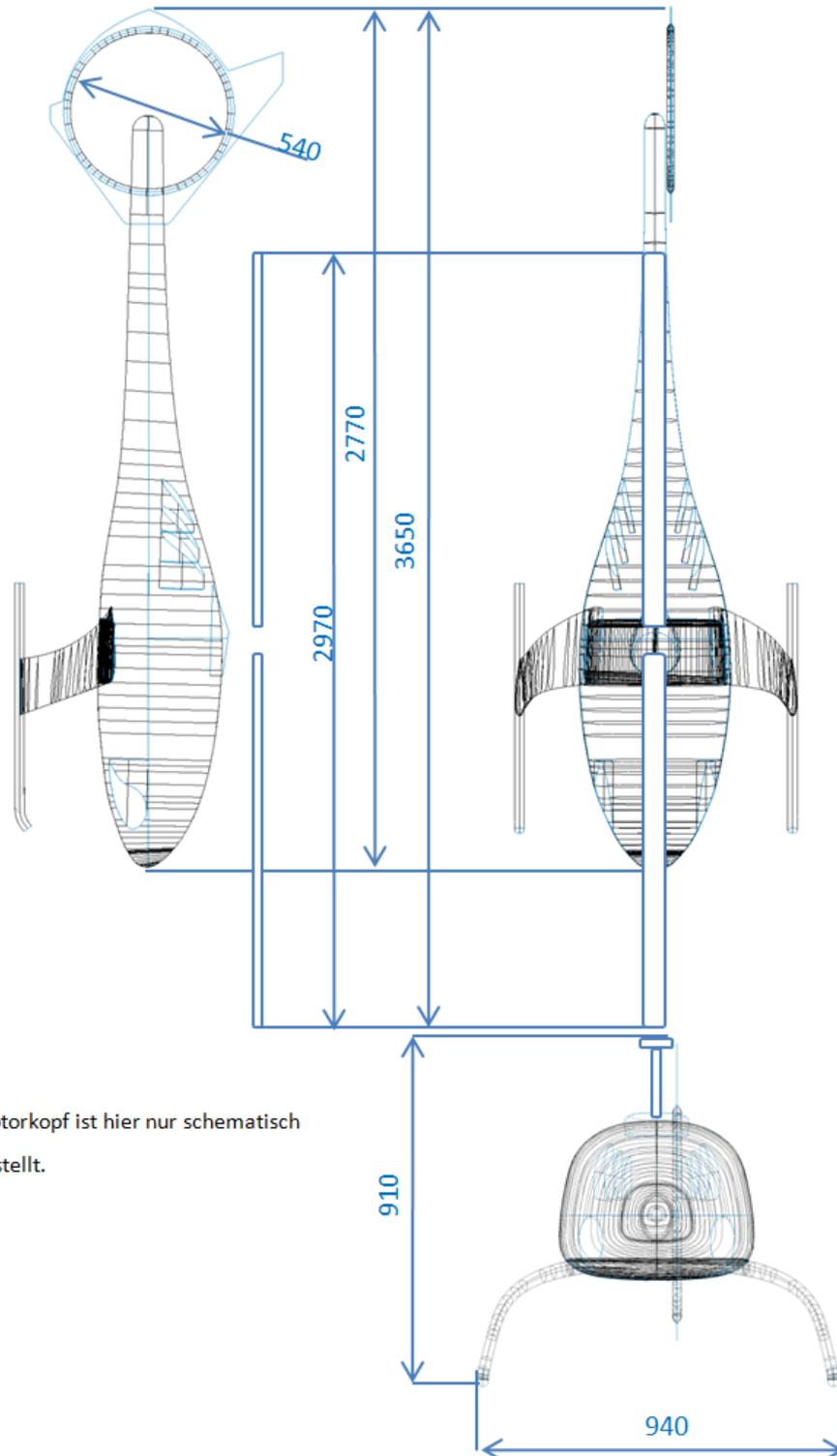


Abbildung 1 Überblick Gesamtsystem



Der Rotorkopf ist hier nur schematisch dargestellt.

Abbildung 2 Außenabmessungen