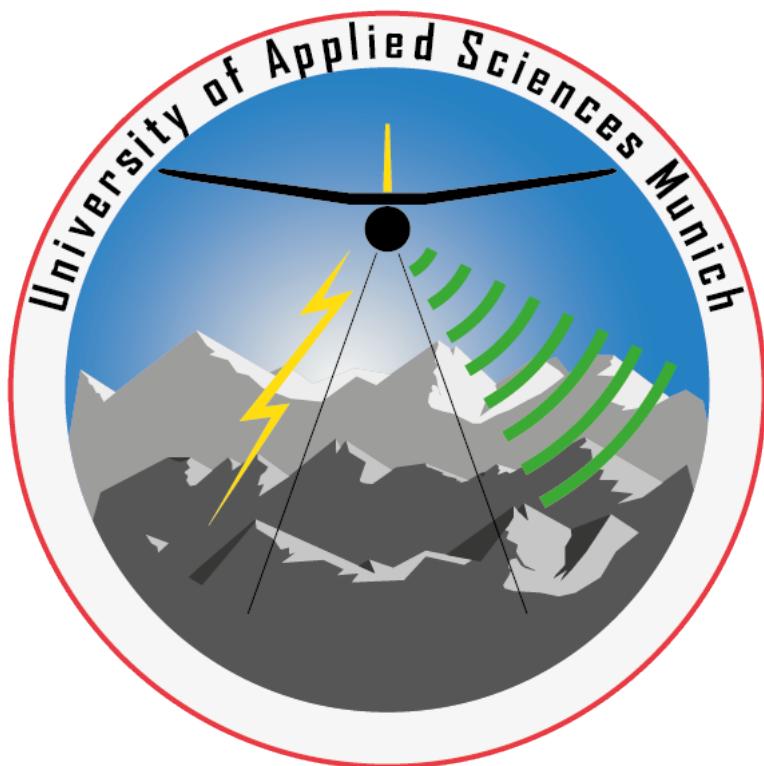


Optimierung einer unbemannten Flugplattform zur Teilnahme an der AUVSI SUAS Competition 2015



Diplomarbeit

Dozent: Prof. Dr. Karl Siebold
Fakultät 03 Flugzeugtechnik
Hochschule München

verfasst von
Fabian Johannes Meilinger

Fabian Johannes Meilinger
Matrikelnummer: 00360009
Dobelklausur 4
80335 München

Eidesstattliche Erklärung

Zur Diplomarbeit mit dem Thema

Optimierung einer unbemannten Flugplattform zur Teilnahme an der AUVSI SUAS Competition 2015

Hiermit wird erklärt, dass die Arbeit mit obigem Thema selbstständig verfasst und noch nicht anderweitig für Prüfungszwecke vorgelegt wurde. Weiterhin sind keine anderen als die angegebenen Quellen oder Hilfsmittel verwendet und wörtliche sowie sinngemäße Zitate als solche gekennzeichnet worden.

München den 23. Januar 2016

Unterschrift

Zusammenfassung

Diese Diplomarbeit beschreibt die Optimierung und die Weiterentwicklung einer unbemannten Flugplattform zur Teilnahme an der internationalen *AUVSI SUAS Competition 2015*, als erstes deutsches Team. Des weiteren soll die entwickelte Flugplattform weiteren Projekten als Basis dienen.

Die im Rahmen dieser Arbeit beschriebenen Themen behandeln in erster Linie den Bau und die Entwicklung der einzelnen Komponenten der Flugplattform sowie der Groundstation, basierend auf bereits vorhandenen Grundkonzepten. Dabei werden hauptsächlich jene Systeme beschrieben, welche von Seiten der *Fakultät 03* entworfen wurden. Die Software-Komponenten die von der *Fakultät 07 für Informations-technologie* entworfen wurden, werden in Abschluss- und Projektarbeiten derer Studenten thematisiert.

Nach einer Darstellung der Flugplattform zu Beginn dieser Arbeit, wird die Entwicklung der einzelnen Komponenten erläutert. Dabei werden die Erläuterungen so ausgeführt, dass der Bau auch praktisch nachvollzogen werden kann. Außerdem werden Fehlentscheidungen, sowie Erfahrungen angesprochen und Verbesserungsvorschläge eingebbracht.

Zuletzt wird beschrieben wie das Gesamtsystem getestet wurde. Hier wird kurz der *Hardware in the Loop* Test angesprochen und welche Punkte bei einem Praktischen Flug zu beachten sind. Auch die Teilnahme an der *AUVSI SUAS Competition 2015* selbst wird beschrieben und welche dort Probleme auftraten.

Inhaltsverzeichnis

Eidesstattliche Erklärung	II
Zusammenfassung	III
Abbildungsverzeichnis	VII
Tabellenverzeichnis	X
1 Einleitung	1
2 Ziele	2
3 Ausgangslage	3
3.1 Flug-Plattform	3
3.1.1 Flügel	3
3.1.2 Rumpf	4
3.1.3 Payload	4
3.1.4 Leitwerk	6
3.1.4.1 Höhenleitwerk	7
3.1.4.2 Seitenleitwerk	7
3.1.5 Motor	7
3.1.6 Optimierungsbedarf der Flugplattform - Zusammenfassung	8
3.2 Groundstation	8
4 Bau der Flugplattform	9
4.1 Fertigungsmöglichkeiten	9
4.2 Flügel	9
4.2.1 Auslegung der Flügel	10
4.2.1.1 Verwendete Programme	10
4.2.2 Bau der Flügel	12
4.2.2.1 Schritt 1 - Schneiden der Schaumkerne	13
4.2.2.2 Schritt 2 - Anfertigen von End- und Zwischenrippen	18
4.2.2.3 Schritt 3 - Zuschneiden der Beplankung	18
4.2.2.4 Schritt 4 - Auflaminieren der oberen Beplankung	19
4.2.2.5 Schritt 5 - Ausfräsen des Schaumkerns und Einbau der Rippen	22
4.2.2.6 Schritt 6 - Einbau von Rippen, Servos, Kabel und des Airspeed-Sensors	22
4.2.2.7 Schritt 7 - Auflaminieren der unteren Beplankung	23
4.2.2.8 Schritt 8 - Flügel zuschneiden und Nasenleiste schleifen	23
4.2.2.9 Schritt 9 - Folie aufbügeln	24

Inhaltsverzeichnis

4.3	Rumpf	25
4.4	Payload	26
4.5	Leitwerk	29
4.5.1	Höhenleitwerk	29
4.5.2	Seitenleitwerk	29
4.5.3	Leitwerksaufnahme	30
4.6	Motor	31
5	Aufbau der Payloadsysteme	32
5.1	Stromversorgung	32
5.1.1	Sektion Akkumulatoren und Starthaken	34
5.1.1.1	Umgang mit Lithium-Polymer-Akkumulatoren	34
5.2	Starthaken	36
5.3	Kamerasystem	37
5.3.1	Kamerahandy	37
5.3.2	Gimbal	38
5.4	Droptask	40
5.5	Elektronik-Sektion	42
5.6	Kappen	46
6	Aufbau der Groundstation	47
6.1	Generelles Setup	47
6.2	Kontrolle der Flugplattform	47
6.3	RC-Fernsteuerung und Sicherheitspilot	48
6.4	Datenübertragung	49
6.4.1	2.4 GHz Übertragung	50
6.4.1.1	Wichtige Einstellungen der <i>Graupner MX-12</i>	50
6.4.2	433 MHz Übertragung	50
6.4.2.1	Einstellen des <i>3DR-Telemetry-Radios</i>	50
6.4.2.2	433 MHz Antennen	51
6.4.3	5 GHz Übertragung	53
6.4.3.1	Einstellen der 5 GHz Funkstrecke	53
7	Autopilot	54
7.1	Die Pixhawkplattform	55
7.2	Verwendetes Zubehör	57
7.3	Einrichten des Autopiloten im Mission Planner	59
7.3.1	Installieren der Firmware	59
7.3.2	Einrichten der RC-Eingänge	61
7.3.2.1	Quelle für fatalen Fehler	62
7.3.3	PID-Tuning	64
7.4	Advanced Failsafe	65
7.4.1	Compilieren des ArduPilot-Codes für den Pixhawk unter Linux	67
7.5	Modifizieren des ArduPilot-Codes	68
7.6	Automatisches Starten und Landen	71
7.6.1	Start	71
7.6.1.1	Bungee Launch	71

Inhaltsverzeichnis

7.6.2	Landen	72
7.6.2.1	Planung des Landeanflugs	72
7.6.2.2	Einstellen des Landeparameter	74
8	Praktischer Einsatz der Flugplattform	76
8.1	Rechtliche Rahmenbedingungen	76
8.2	Hardware in the Loop	77
8.3	Praktischer Flug	80
8.4	Teilnahme am AUVSI SUAS Wettbewerb	82
9	Fazit und Ausblick	84
Literatur		XI

Abbildungsverzeichnis

3.1	Flügelsätze	3
3.2	Der Rumpf bestand zu Beginn der Optimierung nur aus einem Kohlerohr	4
3.3	Erste Payloadversion	4
3.4	Zweite Payload ohne Verkleidung	5
3.5	Altes Leitwerk mit MAJA-Teilen	6
3.6	Altes Höhenleitwerk	7
4.1	Vergleich verschiedener Flügelprofile - Mittels Polaren im Arbeitspunkt	11
4.2	CNC-Howire-Maschine, als Bausatz von Lethmathe beschafft	13
4.3	Kerf-Einstellungen: 1,7 mm regulär, 2 mm für die Spitze bei trapezförmigen Segmenten	14
4.4	Werte für Maximale Verfahrwege und Platzierung des Werkstückes	15
4.5	Simulation des Schneidens eines äußeren rechten Flügelsegmentes	16
4.6	Einstellungen der Maschine, wenn <i>Panel root on the right side</i> aktiv ist wird der linke Flügel geschnitten	17
4.7	Geschnittenes Flügelsegment ohne Oberschale	18
4.8	Laminieraufbau für einen Abachi-Sandwichflügel	21
4.9	Schacht zum einkleben in den Flügel, der Servo kann so später nach bedarf ein- und ausgebaut werden	22
4.10	Verbindungshülse zwischen 20er-Rohr und 18er-Rohr	25
4.11	Ringförmige Spannten sind das formgebende Element der Payload	26
4.12	Vollständig zusammengesetztes Innenleben der Payload	27
4.13	Verschraubung der Hülle. Durch festziehen der Schrauben erhält die Payload ihre Form	27
4.14	Die Befestigungsschuhe werden mit einer Schwanzschwanz-Nut geführt und sind beliebig auf der Payload positionierbar	28
4.15	Fertig zusammengesetzte Payload. Gut erkennbar, das Schalt- und Steckpanel	28
4.16	Fertiges Höhenleitwerk, mit Servoausschnitt auf der Oberseite	29
4.17	Fertiges Seitenleitwerk, mit abnehmbarem Oberteil	30
4.18	Aktuelle Leitwerksaufnahme, kann mit einer Schraube am Rumpfrohr befestigt werden.	30
5.1	Payload mit verschiedenen Systemen zur Missionserfüllung	32
5.2	Anschlüsse für zwei LiPo-Akkumulatoren. Von hier aus wird führen die Hauptstromkabel durch das CFK-Rohr bis zum Schaltpanel am Ende der Payload.	33
5.3	Schaltpanel mit Stromschaltern für einzelne Sektionen und Buchsen zum Anschließen der restlichen Flugplattform	33
5.4	Verwendeter LiPo-Akku von Wellpower	35
5.5	Vergleich von neuem Akku-Pack oben und einem schlecht behandeltem Akku mit weniger verfügbarer Kapazität unten.	35
5.6	Segment zum einhängen des Start-Gummies	36

Abbildungsverzeichnis

5.7	Bungee-Launch auf der Competition, der Startgummie ist mit einem Erdhaken im Boden befestigt	36
5.8	Samsung Galaxy K Zoom mit ein- und voll ausgefahrenem Zomm-Objektiv	37
5.9	Gimbal zur Bildstabilisierung	38
5.10	Drop-Task Ei	40
5.11	Drop-Task Container in der Payload-Hülle im geöffneten Zustand	41
5.12	Elektronik-Bay der Payload	42
5.13	Lidar und Verbindungsdiagramm	44
5.14	Ubiquiti Bullet M5 mit entferntem Gehäuse	45
5.15	Verschlusskappe der Payload	46
6.1	Belegung der RC-Fernsteuerung	48
6.2	Überblick über die Datenübertragungswege	49
6.3	Abstrahlcharakteristik der Standardmäßig verbauten Rubber-Duck-Antenne. Die 0° Linie der vertikalen Charakteristik stellt grob die Mitte der Antenne dar	51
6.4	Die vertikale Abstrahlcharakteristik der Ground-Plane-Antenne wiest von der Groundplane aus nur in eine Richtung. Die Groundplane wirkt dabei als virtueller Boden	52
7.1	Autopilot-Plattformen die mit dem ArduPilot-Code kompatibel sind	54
7.2	Die Pixhawk-Autopilotenplattform	55
7.3	Anschlüsse am Pixhawk	56
7.4	Das Powermodul, welches Spannung und Strom an den Akkus misst und an den Pixhawk sendet	57
7.5	Digitaler Airspeed Sensor	57
7.6	Ublox GPS Sensor mit Kreiselkompass	58
7.7	Buzzer und Safety-Switch	58
7.8	Anschließen des Pixhawks zum Laden der Firmware. Wichtig: Nicht auf CONNECT drücken	59
7.9	Mission Planner Umgebung zum Installieren der Firmware auf dem Autopiloten, die wichtigsten Schaltflächen sind rot markiert	60
7.10	Mission Planner Umgebung zum Einstellen der Variablen, die RCMAP-Werte sind rot umrandet	61
7.11	Mission Planner Umgebung zum Kalibrieren der Fernsteuerung, diese Funktion kann zu einem Fehler führen, der nachträglich manuell entfernt werden muss	62
7.12	Einzustellende Variablen eines RC-Kanals, inklusive des <i>Reversed</i> -Wertes der den Fehler erzeugt	62
7.13	Diese B/E-LED zeig an, dass der Bootloader das Hochfahren aufgrund eines Fehlers abgebrochen hat	63
7.14	Das Flussdiagramm aus der ArduPlane Dokumentation, der rot umrandete Bereich ist Fehlerhaft, hier gehen <i>Desires Rate</i> und <i>Measured Rate</i> ein und nicht die Winkel	64
7.15	Variablen der Advanced-Failsafe-Einstellungen, die grün hinterlegt müssen wie zu sehen geändert werden	65
7.16	Änderung der <i>RC_FAIL</i> Variable im Header-File unter <i>ardupilot/libraries/APM_OBC</i> um größere Zeiten eingeben zu können	68
7.17	Die Bedingungs-Blöcke für die <i>DUAL loss</i> -Termination, hier muss der rot umrandete Terminate-Befehl entfernt werden um ein ungewolltes Abstürzen zu verhindern	69

Abbildungsverzeichnis

7.18	Die rot umrandete Bedingung muss entfernt werden, damit ein Flug-Abbruch in jedem Flug-Modus möglich ist	70
7.19	<i>if-Bedingung</i> , die die Absturz-Einleitung, bei RC-Verbindung Rückgängig macht	70
7.20	Beispiele für die Wegpunktplanung bei Landeanflügen	73
7.21	Graphisch Darstellung der Sink-Phase und des Abfangbogens	74
8.1	Mehrmals abgeflogener Flugpfad in X-Plane sichtbar gemacht durch drücken von 'o'. In den Kurven ist ein abfallen der Höhe zu erkennen, dies lässt sich durch Anpassen von <i>TECS_RLL2THR</i> behebbar	77
8.2	Schematischer Aufbau eines HIL-Setups	78
8.3	Simulations-Fenster während einer Simulation	79
8.4	X-Plane Modell des AUVSI-Fliegers mit dem realen Modell entsprechenden Flugeigenschaften	79
8.5	Gelände des Modellbauclubs Pfaffenhofen, in der Hütte war die Groundstation aufgebaut	80
8.6	Verschiedene Ziele beim Überflug über den Modellflugplatz	80
8.7	Bild der Hütte inklusive Equipment aufgenommen bei einem nicht beabsichtigtem Überflug	81
8.8	Das AUVSI Hochschulteam auf dem Wettbewerb, während der Flugvorführung	83
8.9	Diese Prize Barrels hat das Münchner Team gewonnen	83
8.10	Abschlussfoto auf dem Wettbewerb mit allen Teams	83

Tabellenverzeichnis

3.1	Daten der bisherigen Flügelsätze	3
3.2	Notwendige Verbesserungen zu beginn der Diplomarbeit	8
4.1	Daten der bisherigen Flügelsätze	9
4.2	Für das Laminieren benötigte Materialien	19
4.3	Schaumtypen und passende Differenzdrücke	20
5.1	Relevante Technische Daten des Kamerahandys <i>Samsung Galaxy K Zoom</i>	38
5.2	Technische Daten des Embeddede-PCs <i>Odroid XU3</i>	43
7.1	Erfahrungswerte für die Landeparameter	75

Kapitel 1

Einleitung

Mit dem Ziel der Teilnahme an der *AUVSI SUAS Competition 2015*, schließt diese Diplomarbeit direkt an die Diplomarbeit von *Marius Schurian* an, welche die Entwicklung einer Flugplattform zur Teilnahme an der *AUVSI SUAS Competition 2014* zum Ziel hatte. Aus diesem Grund sind die Details zum Wettbewerb hier weniger ausführlich beschrieben, da dies bereits in der oben genannten Diplomarbeit thematisiert wurde.

An der *AUVSI SUAS Competition 2014* konnte letzten Endes leider nicht teilgenommen werden, da die damalige Flugplattform nicht funktionstüchtig war. Die damals verwendete *MAJA*-Plattform der Firma *BormaTec* hat sich als nicht tauglich herausgestellt. Auf das erhöhte Gewicht ,durch die Payload, war für die Struktur schlicht und ergreifend nicht ausgelegt. Dies führte zu einigen Schäden und konnte auch durch zusätzliche Verstrebungen und einen stärkeren Motor nicht verbessert werden.

Auf Basis der gewonnenen Erfahrungen wurde damit begonnen eine komplett neue Flugplattform zu entwerfen. Die Grundidee war dabei ein Kohlerohr als Basis zu verwenden an dem alle Komponenten wie Leitwerk, Payload, Flügel und Motor befestigt sind. Die Payload bekam einen eigenen Behälter der unter den Flügeln am Kohlerohr hängen sollte. Es wurde auch neue Hardware für den Autopiloten angeschafft und neue Flügel entworfen und gebaut. Die ersten Entwicklungsschritte der neuen Flugplattform werden am Anfang dieser Arbeit dargestellt und im weiteren die Optimierung dieser näher beschrieben.

Das Grundprinzip der *Groundstation* wurde soweit übernommen. Hier wurde zusätzlich eine Kooperation mit der *Fakultät 07 für Informationstechnologie* eingegangen. Wobei die Studenten der *Fakultät 07* die Aufgabe übernommen haben eine Software für die Bildaufnahme- und auswertung zu entwickeln, welche auch in der Lage ist dynamisch Wegpunkte zu generieren und in den Autopiloten zu laden.

Kapitel 2

Ziele

Das Hauptziel des Projektes ist die erfolgreiche Teilnahme an der *AUVSI SUAS Competition 2015*. Außerdem soll die Flugplattform als Basis für nachfolgende Projekte dienen. Um dies zu gewährleisten, ist eine geeignete Flugplattform sowie Bodenstation zu entwerfen, beziehungsweise zu optimieren. Durch die Optimierung soll sich zum einen die Zuverlässigkeit des Systems deutlich erhöhen und zum anderen wird eine einfache Bedienbarkeit angestrebt, um zukünftigen Generationen an Studenten die Arbeit mit dem System zu erleichtern.

Generell wird bei der Entwicklung nach dem *V-Modell* vorgegangen. Hier bilden Flugplattform und Bodenstation zusammen das Gesamtsystem. Die Flugplattform wird von den Studenten des Luftfahrtstudiengangs der Hochschule entwickelt, während die Bodenstation von Informatikstudenten und Luftfahrtstudenten gemeinsam entwickelt wird. Dies soll auch die interfakultäre Zusammenarbeit stärken und Kompetenzen der jeweiligen Fachbereiche bündeln.

Da die Systemanforderungen bereits soweit feststehen und das High-Level Design auch bereits zu Teilen klar ist, stehen Low-Level Designs wie Beispielsweise die Integrierung des Kamerasystems sowie die Modularisierung von Flügeln und Rumpf im Vordergrund. Des weiteren ist das Zusammenspiel der einzelnen Komponenten auf eine verlässliche Funktion hin zu Optimieren und kleinere Probleme bereits im Ansatz zu beheben, um größeren Folgeprobleme zu vermeiden.

Neben technischen Gesichtspunkten, werden Rahmenbedingungen wie rechtliche und versicherungs-technische Voraussetzungen eines Flugbetriebes geklärt, und auch die Finanzierung des Projektes muss einen reibungslosen Projektablauf ermöglichen.

Kapitel 3

Ausgangslage

Im folgenden soll die Ausgangslage der Flugplattform zu Beginn der Diplomarbeit erläutert werden. Dazu soll wird zu jedem Einzelabschnitt des UAVs kurz und mit Bild, der Zustand und Probleme des jeweiligen Teiles erklärt werden.

3.1 Flug-Plattform

3.1.1 Flügel

Zu beginn der Diplomarbeit bestanden bereits zwei Flügelsätze, zu sehen in Abbildung 2.1.

Der erste Flügelsatz wurde in der Sandwich-Bauweise selbst gefertigt, der zweite Flügelsatz wurde bei einem externen Fertiger in Auftrag gegeben, welcher eine ähnliche Bauweise verwendete.



(a) Erster Flügelsatz



(b) Zweiter Flügelsatz

Abbildung 3.1: Flügelsätze

	Flügelsatz 1	Flügelsatz 2
Spannweite	$b = 2,5 \text{ m}$	$b = 3,0 \text{ m}$
Stallspeed	$V_{stall} = 10,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$V_{stall} = 9,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Cruisespeed	$V_{Cruise} = 14,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$V_{Cruise} = 13,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Gleitzahl bei V_{Cruise}	24	27

Tabelle 3.1: Daten der bisherigen Flügelsätze

Wie aus der Tabelle 3.1 ersichtlich wird, ist der zweite Flügelsatz wesentlich effizienter und erlaubt einen langsameren Überflug.

Jedoch ist dieser für den Transport in die USA weniger geeignet, da die Maximalabmaße die Gepäckmaße der US Airways [2] übersteigen. Den zweiten Flügelsatz als Sperrgepäck einzuchecken, kam aus Kostengründen auch nicht in Frage.

Aus diesen Gründen war der Bau eines dritten Flügelsatzes notwendig.

3.1.2 Rumpf



Abbildung 3.2: Der Rumpf bestand zu Beginn der Optimierung nur aus einem Kohlerohr

Bei der gewählten Flug-Plattform besteht der Rumpf aus einem Kohlefaser-Rohr welches Motor, Flügel, Payload, und Leitwerk miteinander verbindet. Diese einfache Konstruktion benötigte keine Grundlegenden Verbesserungen, bis auf eine Teilung aufgrund der Gepäckmaße s. o. und eine Überarbeitung der Verbindungselemente. *Wichtig war auch die Verlegung sämtlicher Strom- und Signalleitungen in das Kohle-Rumpf-Rohr.*

3.1.3 Payload

Die Payload unterlag bisher den meisten Veränderungen. Die erste Version bestand aus einem sehr einfach gestalteten, schifförmigen Schaumstoffrumpf der sehr einfach in der Herstellung war.

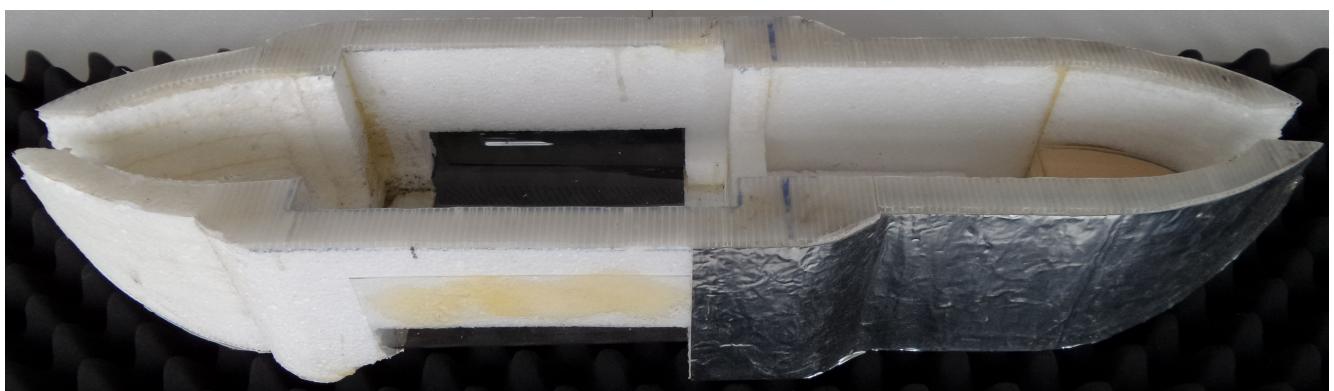


Abbildung 3.3: Erste Payloadversion

Diese Version wurde aufgrund des ungünstigen aerodynamischen Widerstandes und einer Vereinfachung des Elektronikeinbaus verworfen. In der nächsten Version war ein modularer Einbau von verschiedenen Payloadsektionen vorgesehen.

Die Payload wurde zunächst in Sektionen unterteilt wobei jede Sektion eine bestimmte Funktion hatte beziehungsweise einem Task des Wettbewerbes zugeordnet war. Diese Unterteilung wurde bis zuletzt beibehalten.

Die entstandenen Teilbereiche gliedern sich wie folgt auf:

1. Die Battery-Bay, welche mit den Lithium-Polymer-Akkus bestückt ist.
2. Die Kamera-Bay, die das Kamerahandy samt Gimbal beherbergt.
3. Der Drop-Task, der den Abwurfmechanismus für den Ei-Abwurf enthält.
4. Die Electronic-Bay, in der sich, Onboard-Rechner, IR-Kamera und Stromverteilung befinden.

Zur mechanischen Aufhängung der einzelnen Teilbereiche wurden diese an lasergesinterten, kreisförmige Rahmen befestigt. Welche dann auf ein Kohlerohr aufgefädelt wurden, siehe Abbildung 3.4.

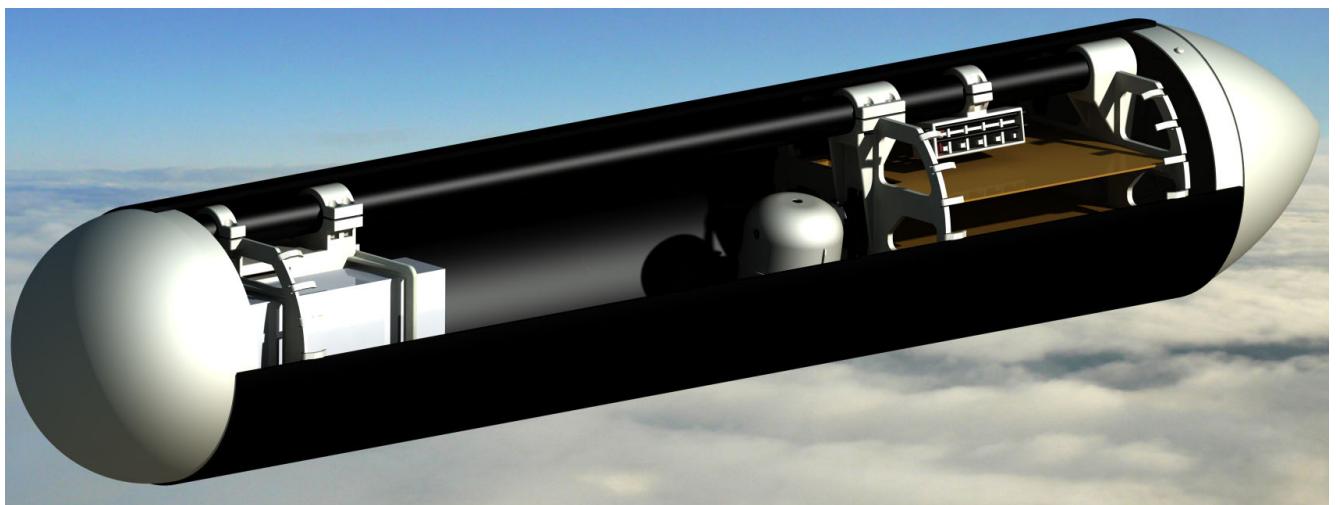


Abbildung 3.4: Zweite Payload ohne Verkleidung

Das Paket mit den Sektionen auf dem Kohlerohr wurde in dieser Version noch in ein großes, handlaminiertes Rohr eingefürt, und dieses mit Kappen geschlossen.

Diese Variante war noch nicht Gewichtsoptimiert und provisorisch ausgeführt, was eine Überarbeitung notwendig machte

3.1.4 Leitwerk



Abbildung 3.5: Altes Leitwerk mit MAJA-Teilen

Das alte Leitwerk bestand noch aus dem MAJA-Höhenleitwerk und -Seitenleitwerk, welche sehr provisorisch am Rumpf-Rohr angebracht waren. Die Aufhängung wurde noch optimiert und mit einem Sinterteil realisiert. Dies stellte sich aber im Flug als zu instabile Anbindung heraus. *Was eine weitere Überarbeitung nötig machte.*

3.1.4.1 Höhenleitwerk

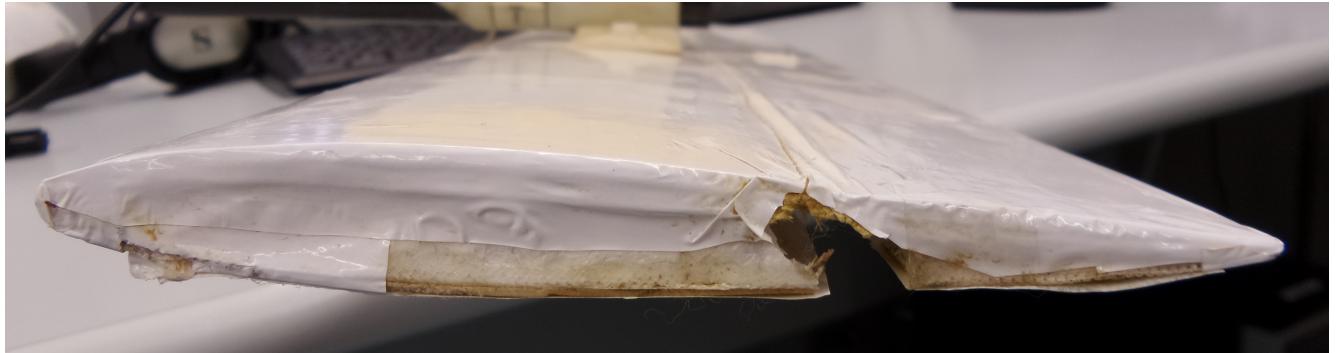


Abbildung 3.6: Altes Höhenleitwerk

Zu Beginn wurde noch das MAJA-Höhenleitwerk verwendet, dieses wurde aber nach kurzer Zeit bereits durch ein Balsabeplanktes Höhenleitwerk ersetzt. Die Ausmaße waren noch die selben, *weshalb eine aerodynamische Optimierung von nötig war.*

3.1.4.2 Seitenleitwerk

Als Seitenleitwerk wurde längere Zeit das MAJA-Seitenleitwerk verwendet. Lediglich die Telemetrie-Antenne samt 3DR-Radio-Modul wurde in das Leitwerk verbaut. Aerodynamische Verbesserungen waren nicht von nötig. *Lediglich die konstruktive Ausführung war noch zu verbessern.*

3.1.5 Motor

Der Motor, ein *Hacker A30-12L*, ist auf eine Laser-Gesinterte Motoraufnahme geschraubt, diese steckt im Rumpf-Kohlerohr und ist mit einer Querschraube gesichert.

Die vorgesehene Klemmung der Motoraufnahme im Kohlerohr, muss auf Funktionstüchtigkeit optimiert werden.

3.1.6 Optimierungsbedarf der Flugplattform - Zusammenfassung

Im Folgenden eine kurze tabellarische Zusammenfassung der Punkte die zu Beginn der Diplomarbeit zu verbessern waren.

Flugzeugsektion	
Flügel	Entwurf und Bau eines Teilbaren Flügelsatzes
Rumpf	Bau eines Teilbaren Rumpfes mit verbesserten Verbindungselementen
Payload	Optimierung des mechanischen Aufbaus um Gewicht zu sparen
Leitwerk	Entwerfen einer neuen Leitwerksaufhängung, Strömungsoptimieren des HLWs und Überarbeiten der SLW-Konstruktion
Motor	Bau der Motorklemmung mit verlässlicher Funktion

Tabelle 3.2: Notwendige Verbesserungen zu Beginn der Diplomarbeit

3.2 Groundstation

Die Groundstation bestand zu Anfang aus zwei Privat-Notebooks, über einem lief die Flugkontrolle per *Mission Planner* Software und *3DR-Telemetry*-Modul. Mit dem zweiten Laptop wurde ein Netzwerk mit dem Kamerahandy im Flieger eingerichtet. Dieses Netzwerk lief über die *Ubiquity-Rocket*-Richtantenne am Boden, und die Ubiquity-Bullet-Antenne in der Flugplattform welche wiederum mit dem Kamerahandy kommunizierte.

Auf dem Kamerahandy lief eine Applikation welche in beliebigen Zeitabständen Bilder aufnahm. Eine zweite Applikation stellte den Handyspeicher als FTP-Server im Netzwerk zur Verfügung.

Auf dem zweiten Notebook wurde zuerst ein Tool installiert, welches per FTP-Zugang die Bilder vom Handy auf das Notebook synchronisierte jedoch ohne diese auf dem Handy zu löschen. Die Löschfunktion konnte mit einem selbstgeschriebenen *BAT-Script* realisiert werden welches auch die Funktionen des FTP-Synchronisierungstools übernahm.

Ziel der Optimierung war hier, dass Studenten der Informatikfakultät die Datenübertragung mit selbstgeschriebener Software realisieren welche zeitgleich eine Bildverarbeitung durchführt.

Kapitel 4

Bau der Flugplattform

Dieses Kapitel befasst sich mit den konstruktiven Arbeiten die an der Flugplattform vorgenommen wurden. Als Hauptaugenmerk gilt die Optimierung der Modularität und der Zerlegbarkeit, aber auch mechanische Verbesserungen, wie beispielsweise eine steifere Auslegung der Leitwerksaufnahme, wurden vorgenommen.

4.1 Fertigungsmöglichkeiten

Im Labor für Systemtechnik stehen den Studierenden mehrere Möglichkeiten zur Herstellung von Teilen zur Verfügung, welch in folgender Tabelle aufgelistet werden.

	Flügelsatz 1	Flügelsatz 2
Spannweite	$b = 2,5 \text{ m}$	$b = 3,0 \text{ m}$
Stallspeed	$V_{stall} = 10,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$V_{stall} = 9,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Cruisespeed	$V_{Cruise} = 14,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$	$V_{Cruise} = 13,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$
Gleitzahl bei V_{Cruise}	24	27

Tabelle 4.1: Daten der bisherigen Flügelsätze

4.2 Flügel

Die Flügel des zweiten Flügelsatzes zeigten bereits sehr gute Flugeigenschaften, was nicht zuletzt der Spannweite von 3,0 m zu verdanken war. Jedoch sahen die Gepäckbestimmungen der US Airways [1] Maximalmaße von 157 cm addiert vor, was mit den geplanten Zargis-Transprtboxen eine maximale Ausdehnung von 70 cm für ein Teil ergab.

Aus diesem Grund wurden neue Flügel angefertigt, hierbei wurde wie folgt vorgegangen.

4.2.1 Auslegung der Flügel

Da bereits zwei Flügelsätze bestanden, war eine komplette Auslegung nicht mehr notwendig. Lediglich die Spannweite verkürzte sich aufgrund der Flügelteilung zu vier 70 cm-Stücken auf 280 cm.

Somit ergab sich folgendes Anforderungsprofil:

- Gesamt-Gewicht: $m_{TOW} = 5,0 \text{ kg}$
- Gesamt-Spannweite: $B_{Ges.} = 2,8 \text{ m}$
- Cruisespeed: $V_{Cruise} = 13-16 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

4.2.1.1 Verwendete Programme

Für die Auslegung der Flügel wurden zwei Programme verwendet, zum einen *XFLR5* und zum anderen *FLZ Vortex*.

XFLR5

XFLR5 ist ein frei verfügbares Programm zur inkompressiblen Strömungssimulation in kleineren Reynolds-Zahlbereichen. [5] Es basiert auf *XFoil*, einer Kommandozeilen-Strömungssimulationssoftware die ursprünglich aus dem MIT stammt. Das Programm *XFLR5* ist eine Version mit graphischer Oberfläche die mittels der Qt-Bibliothek aufgebaut wurde.

FLZ Vortex

FLZ Vortex ist eine Software für die Auslegung von Modellflugzeugen und wird meist im Hobbybereich verwendet. Es dient vor allem der Einstellung der Konfiguration von Tragflächen, Leitwerken und Schwerpunkt.

FLZ Vortex hat eine Profil-Polarenbibliothek hinterlegt und dient der Auslegung der Flugzeugkonfiguration. Für die direkte Profiluntersuchung ist es nicht geeignet, eignet sich aber hervorragend zur Betrachtung verschiedener Flugzustände.

Aerodynamische Auslegung

Zunächst wurde versucht das Flügelprofil zu optimieren. Hierzu wurde die Flugplattform mit dem zweiten Flügelsatz, in *XFLR5* nachmodelliert und mit verschiedenen Flügelprofilen versehen. Unter anderem wurden verglichen:

1. Clark Y
2. NACA 2412
3. HQ 2,5-12
4. Wortmann FX 63-137
5. HS 120

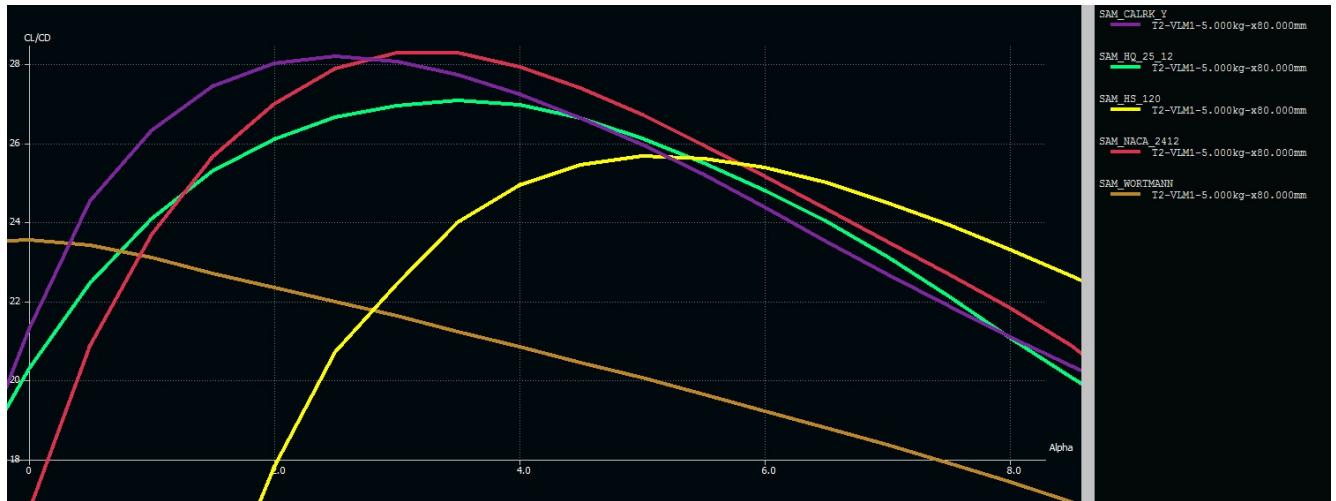


Abbildung 4.1: Vergleich verschiedener Flügelprofile - Mittels Polaren im Arbeitspunkt

Wie in Abbildung 4.1 zu sehen, haben NACA 2412 und Clark Y im geplanten Geschwindigkeitsbereich die höheren Gleitzahlen, jedoch überspannt die HQ 2,5-12-Polare einen weiteren Anstellwinkelbereich. Wohin gegen bei den restlichen Profilen ein steilerer Abfall der Gleitzahl in den Grenzanstellwinkeln erkennbar ist. Aus diesem Grund und aufgrund der Empfehlungen von Flugmodellbauern wurde für den neuen Flügel das HQ 2,5-12 gewählt.

Im nächsten Schritt wurde die Spannweite des Modells auf 2,8 m verkürzt und eine erneute Simulation mit dem Profil HQ 2,5-12 gestartet. Aufgrund der Verkürzung der Spannweite ergab sich nun eine leicht erhöhte Geschwindigkeit, welche aber noch im gesetzten Rahmen lag. Um die Tragflächen bei dieser Gelegenheit noch etwas in puncto Effizienz zu optimieren wurde das äußere 70 cm Segment des Halbflügels trapezförmig gestaltet.

Hierdurch wurden erfolgreich zwei Punkte Gleitzahl mehr erreicht, aber auch eine weitere Geschwindigkeitserhöhung.

Um eine steilere Momentenkurve und damit einen stabileren Flugzustand zu erhalten wurde das äußere Segment nach vorne gepfeilt, sodass eine gerade Vorderkante entstand. Dies war auch für den Bau der Flügel von Vorteil da der Holm gerade durchgezogen werden konnte.

Errechnete Flügeldaten

- Stallspeed: $V_{Stall} = 9,8 \frac{m}{s}$
- Cruisespeed: $V_{Cruise} = 14,7 \frac{m}{s}$
- Gleitzahl bei V_{Cruise} $C_L/C_D = 25.5$

Nachdem die Flügelgeometrie feststand, konnte mit dem Bau begonnen werden.

4.2.2 Bau der Flügel

Als Bauweise für die Flügel wurde die *Sandwich-Bauweise* gewählt, welche bereits seit dem ersten Flügelsatz verwendet wird.

Bei der *Sandwhich-Bauweise* wird ein Schaumkern mit Holz oder Fasermaterial beplankt. In diesem Fall wurde für die Beplankung *Abachi-Furnier* mit einer Stärke von 0,8 mm gewählt. Dieses ist deutlich stabiler als Balsaholz und leichter als andere Furniere. Das Abachi. Furnier stellt damit eine gute Mittellösung zwischen den sonst gebräuchlichen Beplankungen dar.

In jedes Flügelsegment sind insgesamt vier Holz-Rippen eingearbeitet. Zwei Stück bilden Wurzel- und Endrippe und bilden damit die festen Enden des Flügelsegments. Auf diese Weise wird die Steckverbindung zwischen den Flügelsegmenten steifer. Die Zwei anderen Rippen sitzen jeweils am Ende des Kohlerohres, welches als Holm dient, denn der Rohrholm läuft nicht durchgehend durch das Flügelsegment, sondern steht von den Enden her nur 15 - 20 cm in den Flügel um die Steckung aufzunehmen. Durch diese Bauweise kann die Holzbeplankung den Großteil der auftretenden Kräfte aufnehmen, was der eigentliche Sinn einer *Sandwhich-Bauweise* ist.

Auch dienen die beiden mittleren Rippen zur Übertragung von Stoßbelastungen welche bei der Landung auftreten. Durch den Schaumkern könnten zwar die im Flug auftretenden Kräfte auf die Beplankung übertragen werden, bei einem Landestöß aber würde der nicht durchgehende Rohrholm, den Schaum verdrücken, was den Flügel nachhaltig beschädigen würde.

Arbeitsschritte der Sandwich-Bauweise beim dritten Flügelsatz

1. Schneiden der Schaumkerne
2. Anfertigen von Endripen *bei bedarf zusätzlich Zwischenrippen*
3. Zuschneiden der Beplankung
4. Auflaminieren der oberen Beplankung auf die Schaumkerne
5. Ausfräsen des Schaumes und Einbau der Rippen
6. Einbau von Servos, Kabel und des Airspeed-Sensors
7. Auflaminieren der unteren Beplankung
8. Überstehende Beplankung zuschneiden und -schleifen
9. Folie aufbügeln

Im folgenden wird beschrieben wie der aktuelle Flügelsatz gefertigt wurde.

4.2.2.1 Schritt 1 - Schneiden der Schaumkerne

Zum profilgetreuen zuschneiden der Schaumkerne wurde eine CNC-Hotwire-Maschine verwendet, die speziell für dieses Projekt beschafft wurde.

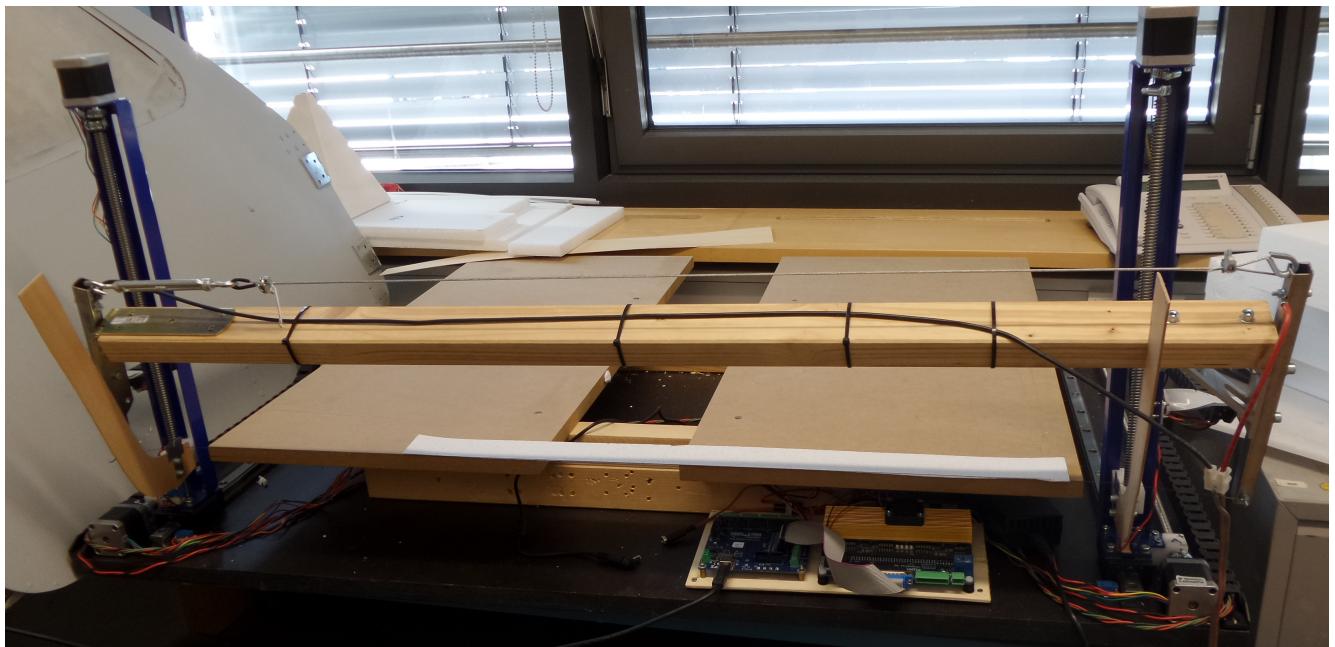


Abbildung 4.2: CNC-Hotwire-Maschine, als Bausatz von Lethmathe beschafft

Zum erzeugen der G-Code-Datei für die CNC-Hotwire-Maschine wurde das Modellbauprogramm *ProfilPro* verwendet. Dieses bietet, ähnlich einem konventionellem CAM programm die Möglichkeit direkt aus Profildateien einen Flügel zu konstruieren und mittels Schritt-für-Schritt-Assistenten einen G-Code zu erzeugen und zu simulieren.

Als Material für die Schaumkerne wurde Styropor® verwendet.

Die Schaumblöcke wurden zunächst auf ein Maß von $700\text{ mm} \times 500\text{ mm} \times 50\text{ mm}$ zugeschnitten. Hierfür wurde die CNC-Maschine manuell gesteuert.

Erstellen des G-Codes in ProfiliPro

Wingpanels management öffnen → unter dem Reiter *Panels management* den Punkt *New foam panel for 4 axis CNC hotwire cutting ...* wählen. In den folgenden zwei Fenstern lässt sich die Flügelgeometrie bestimmen. Die Sheet-Einstellungen wurden nicht verwendet, die Kerf-Einstellung sind wichtig, da hier der Abbrand des Konstantandrahtes berücksichtigt wird.

Folgende Erfahrungswerte haben sich als praktikabel herausgestellt. Siehe Abbildung 4.3

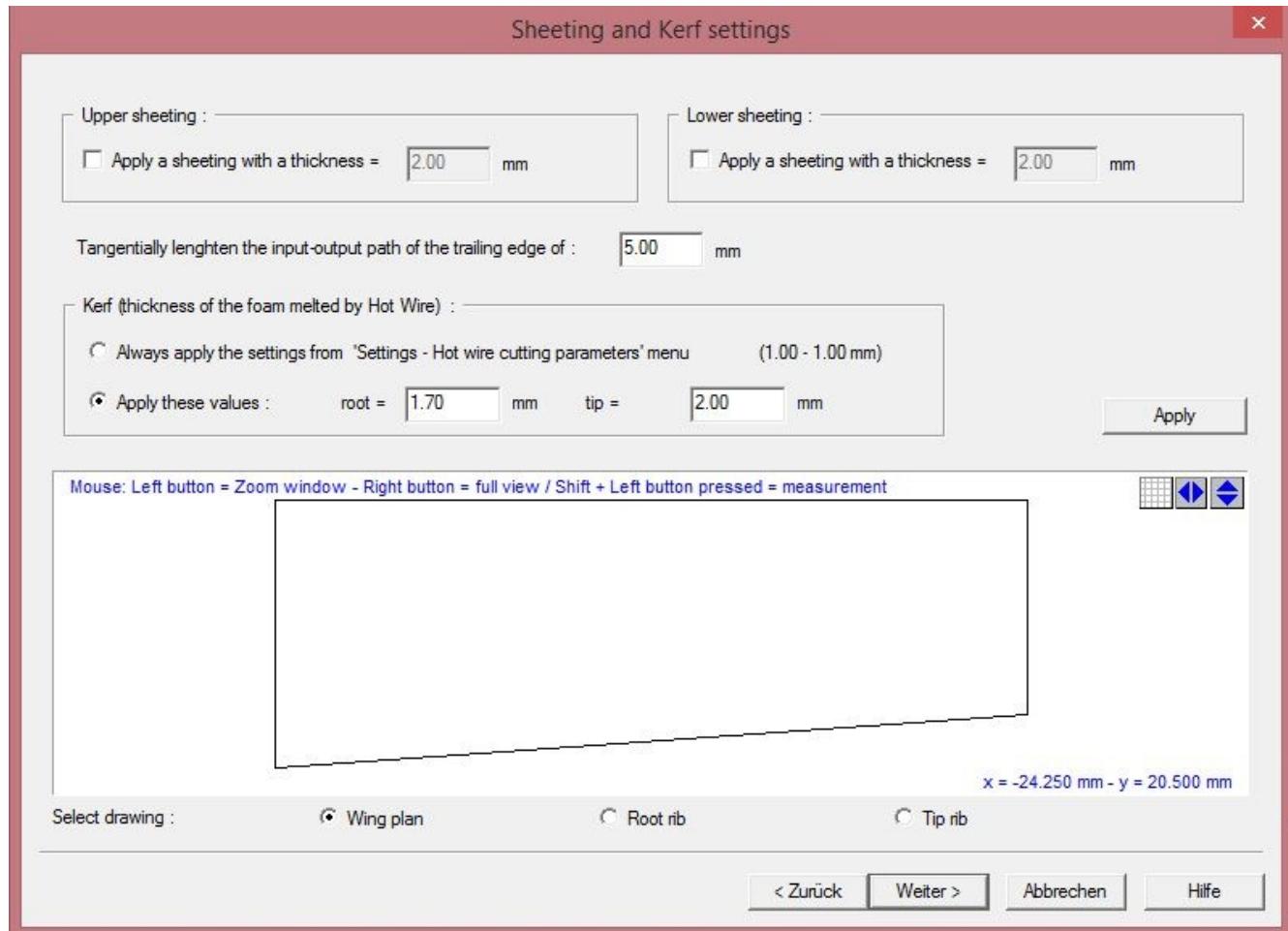


Abbildung 4.3: Kerf-Einstellungen: 1,7 mm regulär, 2 mm für die Spitze bei trapezförmigen Segmenten

Die Funktionen der beiden darauffolgenden Fenster wurden nicht verwendet, da weder Spare-Leisten noch Erleichterungen vorgesehen sind, da die Erleichterungen beim Laminieren Beulen verursacht hätten.

Bei der Platzierung des Polystyrol-Blockes haben sich folgende Daten bewährt. Siehe Abbildung 4.4

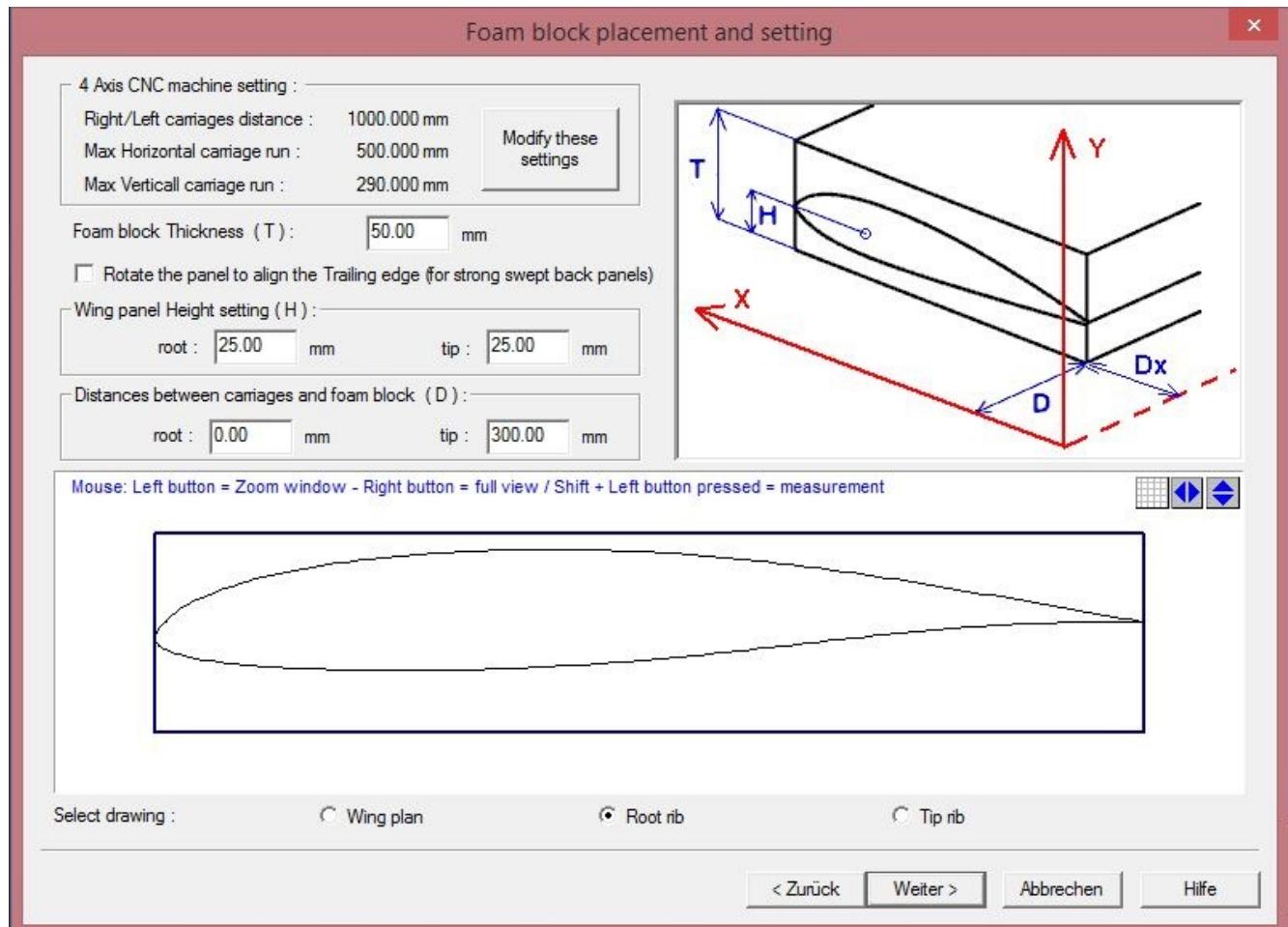


Abbildung 4.4: Werte für Maximale Verfahrwege und Platzierung des Werkstückes

Um die beim Schneiden entstandenen Negativ-Formen für das Laminieren besser nutzen zu können, empfiehlt es sich die Funktion *cut Leading Edge* zu verwenden und das Maß der *Leading Edge* auf null zu setzen. Auf diese Weise schneidet die Maschine direkt vor der Nase ab, so dass die beiden Negativ-Hälften und das Flügelsegment perfekt zusammen passen.

Nachdem die Einstellungen soweit vorgenommen sind, gibt es die Möglichkeit einer Simulation, Abbildung 4.5, um eventuelle Fehler zu erkennen bevor Material verloren geht.

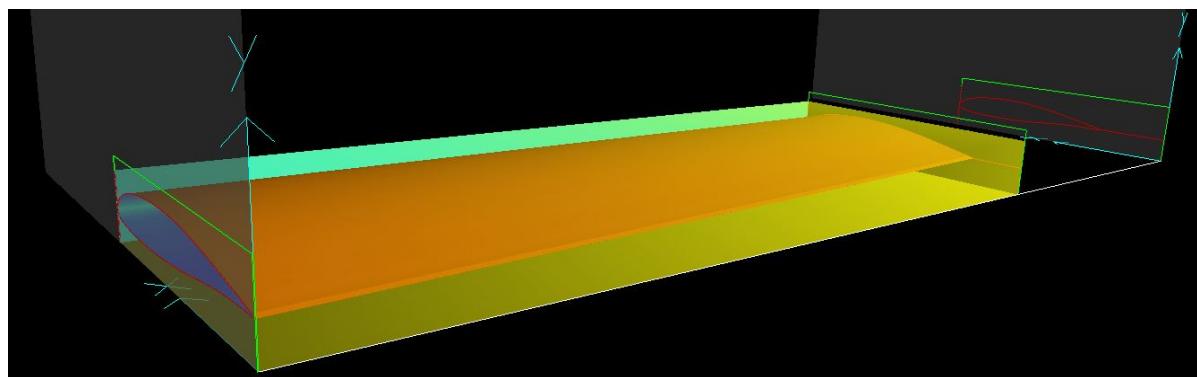


Abbildung 4.5: Simulation des Schneidens eines äußeren rechten Flügelsegmentes

Bevor der G-Code exportiert wird, öffnet sich ein Fenster, um die maschinenspezifischen Einstellungen anzupassen.

Zu sehen in Abbildung 4.6

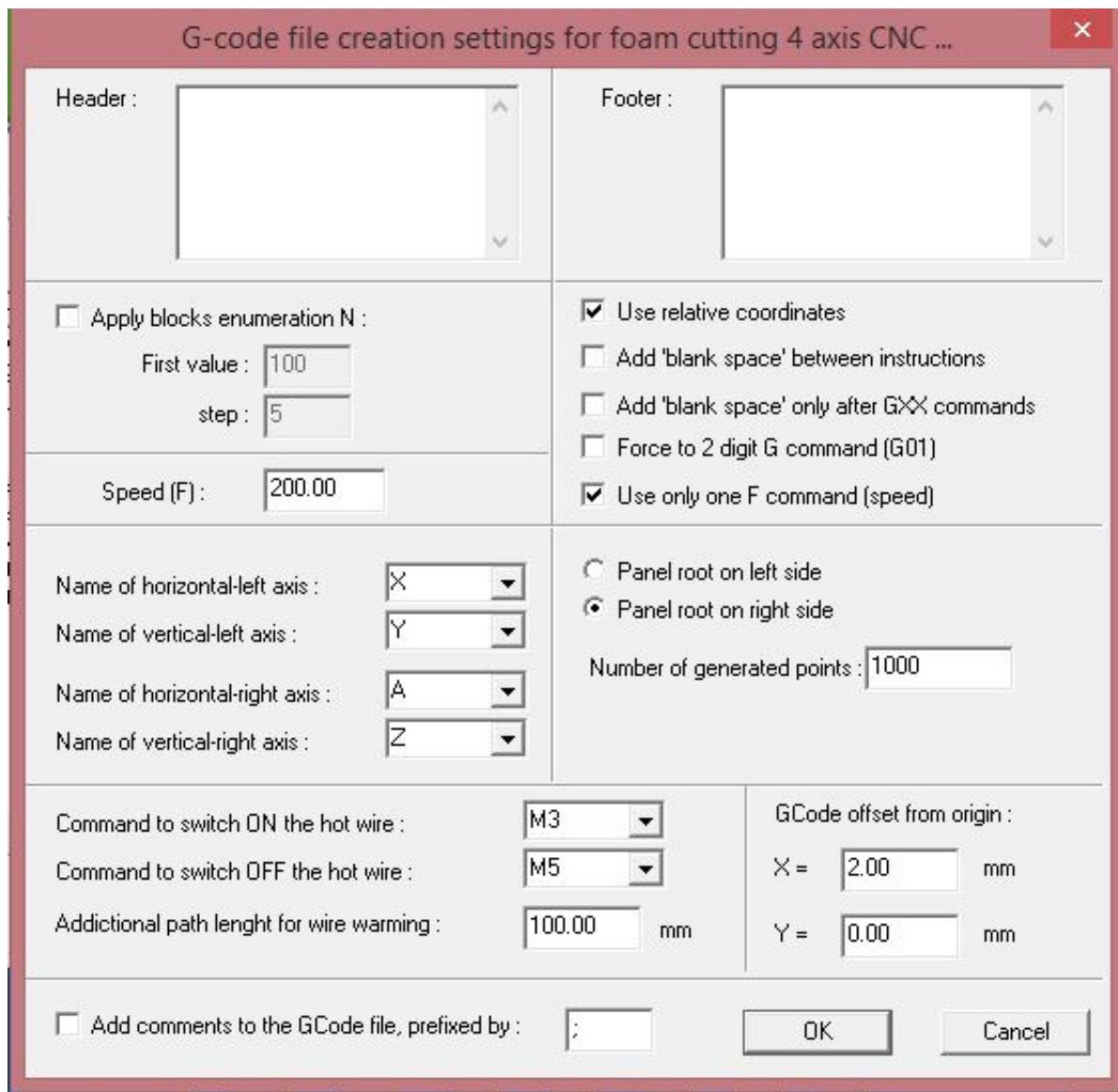


Abbildung 4.6: Einstellungen der Maschine, wenn *Panel root on the right side* aktiv ist wird der linke Flügel geschnitten

Wichtig ist, dass die Achsenbezeichnungen mit der CNC-Maschine zusammenpassen.

Als Vorschubgeschwindigkeit ist hier ein konservativer Wert von 200 $\frac{mm}{min}$ gewählt, es wäre aber auch ein Wert von 250 $\frac{mm}{min}$ möglich.

Die letzte Einstellung die beachtet werden muss, ist der Offset-Wert in X-Richtung, welcher 2 mm beträgt. Dies hat den Hintergrund, dass den Heizdraht im Leerlauf nicht direkt an der Holzauflage aufliegen zu lassen um diese nicht anzubrennen.

Das erfolgreiche Ergebnis sah folgendermaßen aus.

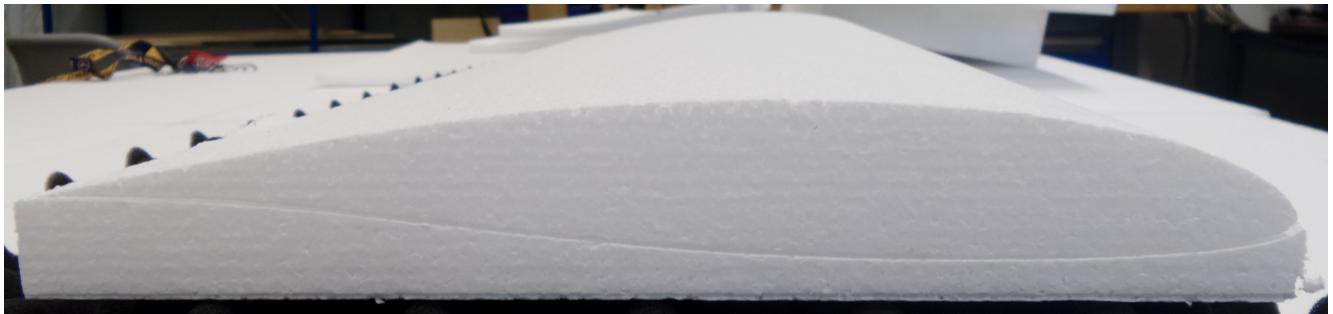


Abbildung 4.7: Geschnittenes Flügelsegment ohne Oberschale

4.2.2.2 Schritt 2 - Anfertigen von End- und Zwischenrippen

Die Profile der End- und Zwischenrippen für die Flügelsegmente lassen sich als *DXF*-Datei aus *ProfilPro*¹ exportieren. Die *DXF*-Dateien kann man direkt in eine CAM-Software laden und diese dann ausfräsen beziehungsweise ausschneiden.

Für die aktuellen Rippen wurde die CAM-Software *Pictures by PC* verwendet um diese mit einer 3-Achs-CNC-Fräse aus 6 mm starkem Sperrholz zu Fräsen. Für einen Innen-Flügel werden je vier Rippen benötigt und für den Außen-Flügel drei Rippen.

4.2.2.3 Schritt 3 - Zuschneiden der Beplankung

Um die Beplankung auszuschneiden hat es sich bewährt den Schaumkern auf das Abachi-Furnier zu legen und grob die Umrisse nach zu Zeichnen. Es sollte dabei beachtet werden, dass die abgewickelte Fläche etwas größer ist als der Schaumkern. So empfiehlt es sich die Beplankung generell zu groß abzuschneiden, da überstehendes Material in Arbeitsschritt 8 ohnehin zugeschnitten wird.

¹Software für Tragflächenprofilmanagement, und -analyse

4.2.2.4 Schritt 4 - Auflaminieren der oberen Beplankung

Das Laminieren ist der wichtigste Arbeitsschritt. Hier entscheidet sich ob der Flügel später auch die volle Festigkeit erhält. Daher sollt hier sehr sorgfältig gearbeitet werden.

Folgendes wird hierfür benötigt:

Benötigtes Material	Zubehör
Vakuum-Pumpe	Manometer und Drossel
Vakuum-Sack	Abdichtband, Vakuum-Fließ, Anschluss-Ventil
Laminier-Werkzeug	Harzschale, Laminier-Rolle, Spatel, Waage
Epoxidharz	Härter, Mischtabelle
Schaumkern	Inklusive Negativ-Form
Beplankung	Panzer-Tape zur temporären Befestigung

Tabelle 4.2: Für das Laminieren benötigte Materialien

Vorbereiten der Vakuum-Folie

Zuerst wird die Vakuum-Folie vorbereitet. Dafür wird die nötige Größe der Folie von der Folien-Rolle abgewickelt, aber nicht abgeschnitten. Auf diese Weise spart man Abdichtband und ist nicht in der Größe begrenzt wenn die Folie wiederverwendet wird.

Danach wird ein kleines Loch in die Folie geschnitten und das Ventil luftdicht aufgeklebt. Das Abdichtband kann auch bereits in die Öffnung geklebt werden, allerdings ohne die Schutzband abzuziehen.

Die Vakuum-Pumpe muss nun noch mit einem herkömmlichen Druckluftschlauch an das Ventil der Folie angeschlossen werden. Nachdem die Vakuum-Pumpe angeschlossen ist, kann das Laminat vorbereitet werden.

Anrühren des Epoxidharzes

Nachdem Schaumkern, Beplankung und Negativ-Form bereit gelegt wurden wird das Epoxidharz angemischt. Dazu wird in der Malerschale auf der Waage das Epoxidharz mit dem Härter im richtigen Mischungsverhältnis gemischt. Das Mischungsverhältnis bei der verwendeten Harz-Härter-Kombination ist 1:63, die benötigten Mengen können nun entweder ausgerechnet oder in der Mischtabelle abgelesen werden. Sobald das Harz angerührt ist läuft die auf der Packung angegebene Bearbeitungszeit, diese betrug im vorliegenden Fall *60 Minuten*.

Von der Menge her hat es sich herausgestellt mit 100 g Harz pro zwei Flügelsegmente zu rechnen, sprich 163 g Gesamtmasse.

Falls man mehr benötigt kann davon ausgegangen werden, dass sich mehr Harz in Schaum und Furnier ansammelt als für die Klebeverbindung notwendig ist. Dies führt dann unweigerlich zu unnötigem Mehrgewicht, wie beim ersten je gebauten Flügelsatz festgestellt wurde, ist also zu vermeiden.

Bestreichen und Platzieren

Der Schaumkern kann bereits in die untere Negativ-Schale gelegt werden, so dass sich die zu Laminierende Seite oben befindet. Die Abachi-Beplankung muss mit dem Maler-Roller ordentlich mit Harz

eingestrichen werden. Es sollte keine trockene Stelle mehr erkennbar sein. Dies lässt sich leicht feststellen indem die bestrichene Fläche schräg gegen Licht betrachtet wird und die Reflektion auf der gesamten Fläche gleich ist. Beim Auflegen des Furniers auf den Schaumkern ist es wichtig, dass die Hinterkante gut abschließt und beide Seitenkanten leicht überstehen. Die Nasenkante ist hierbei zweitrangig, da diese nachträglich noch bearbeitet wird. Das Paket aus Schaumkern und einlaminiertem Furnier wird nun sorgfältig in die halbe Negativ-Form gelegt, sodass die Vakuum-Folie von oben auf das Furnier drücken kann. Dadurch kann die Folie die Beplankung formgerecht an den Schaumkern pressen.

Im Bereich der Nasenkante empfiehlt es sich das Abachi-Furnier von außen mit Wasser einzustreichen, damit dieses die Krümmung an der Vorderkante ohne Risse übersteht und nach dem Auspacken nicht zurück federt.

Der Verbund kann nun vorsichtig in den Vakuum-Sack gelegt werden. Alle zu laminierende Teile in der Folie und das Luftventil müssen nun untereinander mit dem Flies-Stoff verbunden werden. Durch das Flies kann gewährleistet werden, dass die Luft aus jedem Teil abfließen kann.

Zum Platzieren genügt es wenn das Flies jedes Teil einmal seitlich berührt. Flies der nach dem Laminieren am Flügel klebt ist kein Problem, da es sich leicht entfernen lässt.

Zuletzt kann das Schutzpapier vom Abdichtband gezogen und die Vakuum-Folie verschlossen werden.

Anschalten der Vakuum-Pumpe

Sobald sich alle Teile mit Flies verbunden, in der Luftpichten Folie befinden und die Vakuum-Pumpe an das Ventil angeschlossen ist kann die Pumpe angeschaltet werden. Um das Vakuum aufzubauen werden ca. 12 Minuten benötigt. Nach dieser Zeit kann mit der Drossel der passende Differenzdruck eingestellt werden. Zu beachten ist, dass es nach jedem Einstellungsvorgang ungefähr 30 Sekunden dauert bis sich der Druck eingependelt hat. Der notwendige Differenzdruck hängt maßgeblich vom verwendeten Schaum ab. Verschiedene Erfahrungswerte sind in folgender Tabelle [9] zu finden.

Schaumtyp	Dichte in $\frac{kg}{m^3}$	Vakuum in bar
PS-15 (Baustyropor, grobkörnig)	13-17	-0,05...-0,15
PS-20 (Baustyropor, grobkörnig)	17-22	-0,10...-0,20
PS-30 (ungeeignet! Besser Styrofoam o.ä.)	27-33	-0,10...-0,25
D-Q-Cell (17), Exporit, V-17, etc. (sehr feinkörnig)	17-22	-0,05...-0,15
Styrofoam/Styrodur/Roofmate/... (keine Körner)	26-35	-0,25...-0,70

Tabelle 4.3: Schaumtypen und passende Differenzdrücke

Alternative Möglichkeit zum Platzieren in der Vakuum-Folie

Es ist auch möglich die beplankte Seite in die zugehörige Negativ-Hälfte zu legen. Zum Test wurden auf diese Weise zwei kleine Tragflächen gebaut. Wichtig ist hierbei, dass die Negativ-Form eine gute Formtreue aufweist. Nachteil hierbei ist, dass bei der Platzierung von Schaumkern und Beplankung wesentlich genauer gearbeitet werden muss.

Vorteil dieser Methode ist jedoch, dass die Formgenauigkeit der Beplankung nicht nur vom Schaumkern abhängig ist. Dadurch ist es möglich eine Schaumkern mit Hohlräumen zu verwenden. Allerdings sollten die Hohlräume beim Laminieren zumindest zum Teil mit Füllmaterial ausgestopft werden, um einer Zerstörung des Schaumkerns entgegenzuwirken.

Zusätzliches Einlaminieren von Fasermatten

Im Bereich der späteren Querruder müssen Aramidgewebe-Streifen mit einlaminiert werden, da diese später als Ruder-Scharnier dienen.

Beim Bau des aktuellen Flügelsatzes wurde in den Bereich der Flügelwurzel zusätzlich Glasfasergewebe, auf der Flügeloberseite zwischen Furnier und Schaumkern, mit einlaminiert. Dies wurde gemacht um die Anbindung zu verstauen, da keine mechanischen Berechnungen gemacht wurden. Allerdings hat sich herausgestellt, dass dies nicht notwendig war, da das auflaminierte Holz über mehr als ausreichende Festigkeit verfügt.



Abbildung 4.8: Laminieraufbau für einen Abachi-Sandwichflügel

Laminierdauer und -ende

Die Pumpe sollte ungefähr 12 Stunden laufen, danach könnten die Flügel bereits aus der Vakuum-Folie entnommen werden. Die volle Festigkeit erreicht der Verbund allerdings erst nach frühestens 24 Stunden. Danach können die Flügel weiter bearbeitet werden.

4.2.2.5 Schritt 5 - Ausfräsen des Schaumkerns und Einbau der Rippen

Mit dem Dremel werden nun, von der nicht laminierten Seite aus, alle Hohlräume für die Einbauten ausgefräst, welche folgend aufgelistet werden.

1. Rippen
2. Kabel
3. Servo-Schächte
4. Rohr-Holm
5. Torsions-Holm
6. Airspeed-Sensor

4.2.2.6 Schritt 6 - Einbau von Rippen, Servos, Kabel und des Airspeed-Sensors

Als erstes werden die Rippen eingeklebt. Bei den momentanen Flügeln waren die Endripen nicht fest verklebt bevor die Unterseite laminiert wurde. Dabei ist eine Rippe leicht gekippt und ist seither Schräg. Als Klebstoff kann hier auch wieder Epoxidharz verwendet werden. Sekundenkleber wäre auch möglich und eventuell sogar leichter, dies wäre beim nächsten Flügel noch zu testen.

Anstatt die Servos direkt in den Flügel zu kleben ist in der letzten Revision Servoschacht konstruiert und eingeklebt. In den Schacht kann der Servo ein den fertigen Flügel eingeschraubt und jeder Zeit wieder gewechselt werden.

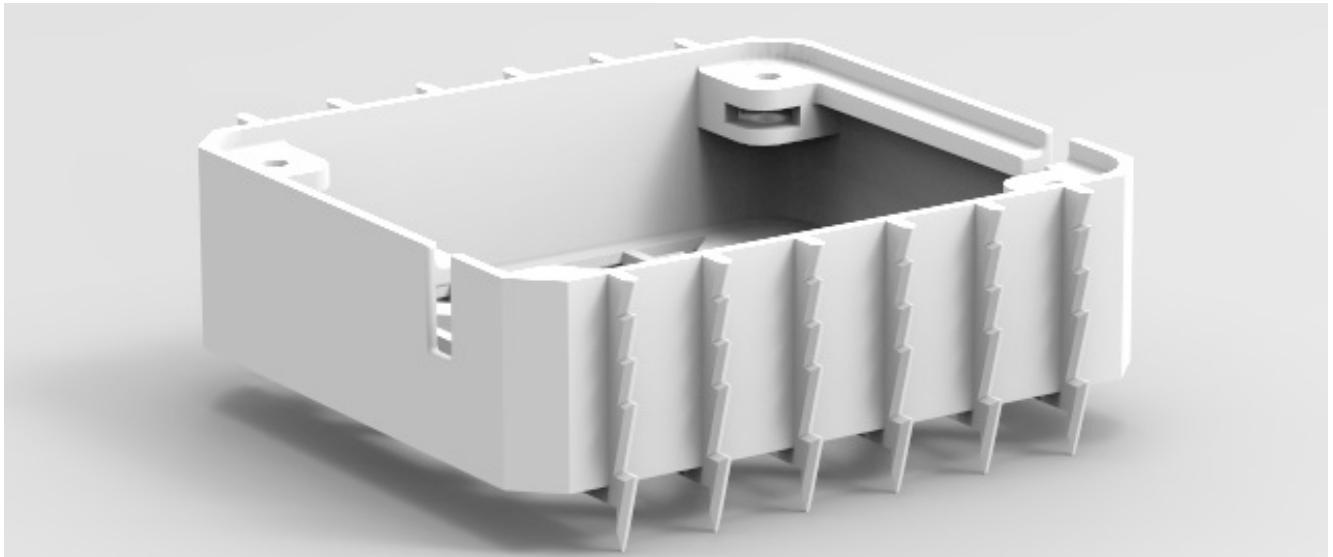


Abbildung 4.9: Schacht zum einkleben in den Flügel, der Servo kann so später nach bedarf ein- und ausgebaut werden

Die Kabel für Airspeed-Sensor und Servo werden in die dafür gefrästen Kanäle geführt. Der Servo benötigt drei Leitungen. Beim Airspeed-Sensor braucht die Analoge Variante ebenfalls drei Adern, die digitale Version des Airspeed-Sensors benötigt dagegen vier Leitungen. Da Servo und Airspeed-Sensor die gleiche Versorgungsspannung haben, können *Ground* und *5 V-Leitung* für beide verwendet werden. Somit werden nur vier beziehungsweise fünf Leitungen gesamt gebraucht. Die Flügelhälfte ohne Airspeed-Sensor benötigt nur drei Adern.

Bei beiden Innensegmenten werden die Servoleitungen durchgezogen und der Servo später im Außenflügel montiert. Der Airspeed-Sensor wird, wenn benötigt, bereits im Innenflügel verbaut, um eine Kabeltrennstelle und damit eine mögliche Fehlerquelle zu vermeiden.

Der Airspeed-Sensor wurde bisher an diesem Punkt immer eingeklebt, allerdings ohne Pitot-Rohr.

In Zukünftigen Versionen könnte ähnlich dem Servoschacht, ein Halter für den Airspeed-Sensor konstruiert werden. Dieser sollte auch dazu dienen den Sensor samt Pitot-Rohr im fertigen Flügel ein und auszufahren, um Transportschäden zu vermeiden.

Verbleibende Hohlräume können mit *Balsa-Leichtbau-Spachtel* ausgefüllt werden. Beim ersten Flügelsatz wurde zum Verspachten *Molto Holz-Reparatur-Spachtel* verwendet, da dieser aber eigentlich für Fachwerke und Ähnliches gedacht ist, ist er entsprechend schwer. Daher ist die Verwendung von *Balsa-Leichtbau-Spachtel* zu empfehlen. Die Spachtelmasse kann auch nach dem Trocknen mit Schleifpapier nachbearbeitet werden.

Sind alle Einbauten verbaut und der Kleber getrocknet, kann fortgefahrene werden.

4.2.2.7 Schritt 7 - Auflaminieren der unteren Beplankung

Grundsätzlich verläuft das Laminieren der Unterseite analog wie das Laminieren der Oberseite, siehe Schritt 4 auf Seite 19.

Rippen gegen Kippen sichern

Wie in Schritt 6 bereits erwähnt ist darauf zu achten, dass die Endripen gut befestigt sind und während dem Laminieren nicht umkippen können, wie dies bereits geschehen ist. Die einfachste Methode hierfür wäre wie oben beschrieben die Rippen fest zu kleben. Eine Alternative wäre alle Rippen untereinander zu verbinden, beispielsweise mit einem Holzprofil in Spannweiten-Richtung.

4.2.2.8 Schritt 8 - Flügel zuschneiden und Nasenleiste schleifen

Sobald die Flügel fertig laminiert und ausgehärtet sind, können alle überstehenden Kanten gekappt werden. Für die groben Arbeiten eignet sich der Dremel mit dem Sägeblattaufsatzen. Für die feineren Arbeiten ist ein mit Schleifpapier beklebter Holzklotz besser. Der *Schleif-Holzklotz* sollte mindestens 30 cm lang sein, da damit Profilformen wie die Nasenleiste oder die Flügeloberseite nachgeschliffen werden können ohne *Beulen* zu erzeugen.

Herstellen der Nasenkante

Zum Herstellen einer ordentlichen Nasenkante wurden zwei verschiedene Möglichkeiten verwendet.

1. Möglichkeit

Diese Möglichkeit wurde beim ersten Flügelsatz verwendet.

Hierbei wird mit einer Tisch-Kreissäge 10 mm der Nasenkante der fertigen Flügel abgeschnitten. Auf die Schnittkante wurde dann eine Balsaholzleiste geklebt und diese mit dem langen Schleifklotz in Form geschliffen.

Mit etwas Handfertigkeit kann hier ein sehr gutes Ergebniss erzielt werden, allerdings ist die Nasenkante aufgrund des Balsaholzes weich und behält nach eventueller grober Behandlung Dellen.

2. Möglichkeit

Diese Möglichkeit wurde beim aktuellen Flügel verwendet.

Hierzu muss die Beplankung beim Laminieren bis nach ganz vorne gehen, sodass sich obere und untere Beplankung knapp berühren. Hier wird mit dem langen Schleifklotz die Nase soweit zurecht geschliffen, dass vorne nur eine kleine Lücke an Material fehlt. Nun muss Epoxidharz mit Schaumtriebmittel angeführt werden. Das Schaumtriebmittel sorgt für eine Gasblasenbildung im noch flüssigen Harz, wodurch es sich später einfacher Bearbeiten lässt und vor allem leichter ist. Mit dem Harz kann nun die Lücke zwischen den Beplankungen aufgefüllt werden. Sobald das Harz fest ist kann die Nasenkante fertig geschliffen werden.

Diese Methode liefert auch ein gutes Ergebnis. Es ist jedoch möglich, dass der Nasenradius etwas kleiner ausfällt. Dafür ist diese Nasenkante weniger empfindlich gegenüber grober Behandlung.

4.2.2.9 Schritt 9 - Folie aufbügeln

Zuletzt kann die Bügelfolie von aufgebügelt werden, für alle Flügel wurde bisher Folie von *Oracover* verwendet. Diese ist standardmäßig mit einem Kleber versehen der bei 140°C voll aktiviert wird, auch bewirkt die Hitze ein Schrumpfen der Folie. Nachdem die Folie zugeschnitten wurden kann diese über den Flügel gezogen und angebügelt werden. Dabei sollte gründlich und langsam gearbeitet werden. Am Randbogen kann mit etwas Zug gearbeitet werden. Die abschließende Schrumpfung kann mit einem Heißluftföhn durchgeführt werden.

Näheres zur Verwendung der Bügelfolie findet sich auf der Homepage des Herstellers[6].

4.3 Rumpf

Der Rumpf bestand zu Anfang aus einem einzelnen Kohlerohr mit 1,60 m Länge, zwei Verbindungshülsen für die Wing-Centerbox, zwei Verbindungshülsen für die Payload und dem Motor samt Motorhalter. Um beim Rumpf eine Maximallänge von 70 cm einzuhalten musste auch dieser geteilt werden. Dazu wurden Hülsen konstruiert um ein 18er-Kohlerohr verdreh-sicher in ein 20er-Kohlerohr zu stecken. Als Verdreh-Sicherung wurden zwei Querschrauben verwendet, die Hülsen wurden gesintert und die Gegenbohrungen in den Kohlerohren wurden nach dem ersten Zusammenbau per Hand gebohrt um die richtige Ausrichtung sicherzustellen.

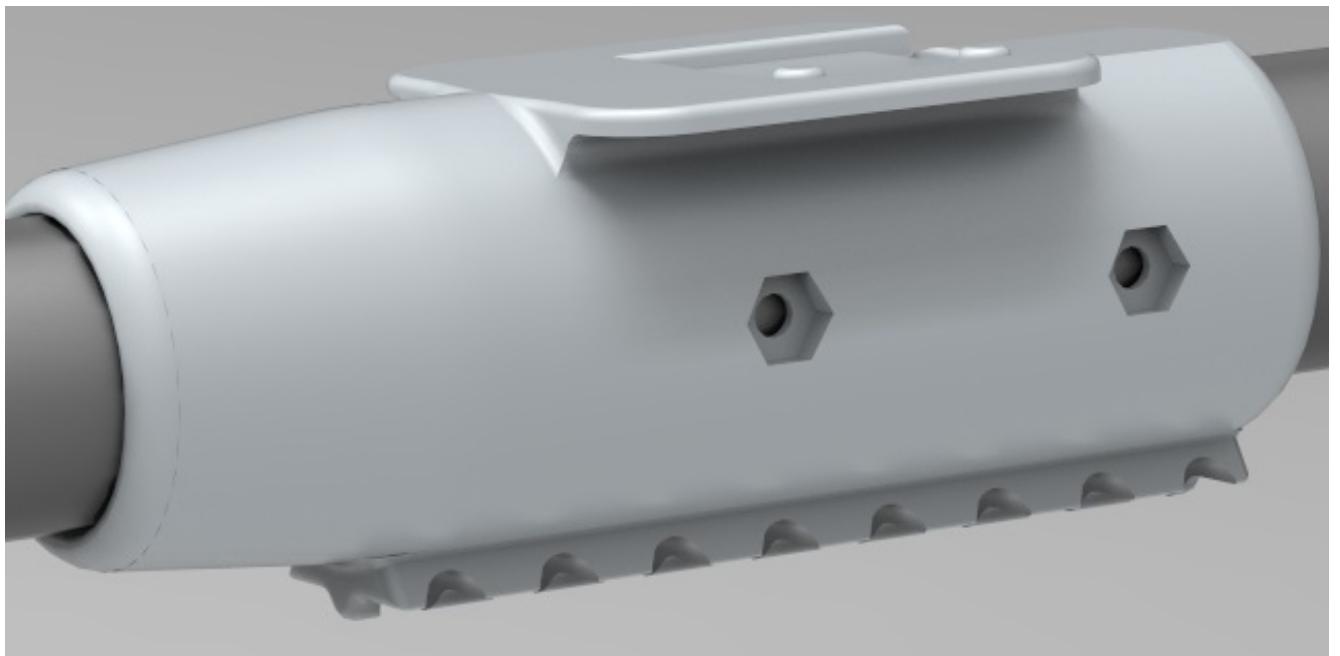


Abbildung 4.10: Verbindungshülse zwischen 20er-Rohr und 18er-Rohr

Zum Motor und zum Leitwerk hin wurden je ein 18er-Rohr eingesetzt, am mittleren 20er-Rohrstück sitzen die Wing-Centerbox und die Payload.

Auf dem hinteren Ende des Rumpfrohres sitzt die Leitwerksaufnahme welche Höhenleitwerk und Seitenleitwerk mit dem Flugzeug verbindet. Diese Aufnahme wurde auch neu konstruiert, da das Vorgängermodell im Flug stark vibriert hat.

4.4 Payload

An der Payload fanden die größten Veränderungen statt. Die Segmente wurden seit der zweiten Version einzeln auf ein Kohlerohr gefädelt, jedoch wurde das Konzept, diesen Verbund in eine Carbonhülle zu schieben wieder verworfen. Stattdessen ist die neue Idee eine dünne Glasfaserplatte um den Verbund zu spannen, welcher dann sämtliche Kräfte beim Start aufnehmen sollte. Das Grundelement der neuen Payloadversion bildet ein Kohlefaserrohr mit 18 mm Durchmesser, auf das die einzelnen Segmente wie beispielsweise das Kamerasegment oder das Drop-Tasksegment, aufgeschoben werden. Anfang und Ende eines Segmentes bilden kreisförmige Spannträger an welche die eigentlichen Teile angeschraubt werden. Dies hat den Vorteil, dass die Spannträger gleich sind, wodurch sich diese effizienter fertigen lassen, da sie in der Lasersinteranlage weniger Volumen benötigen.



Abbildung 4.11: Ringförmige Spannträger sind das formgebende Element der Payload

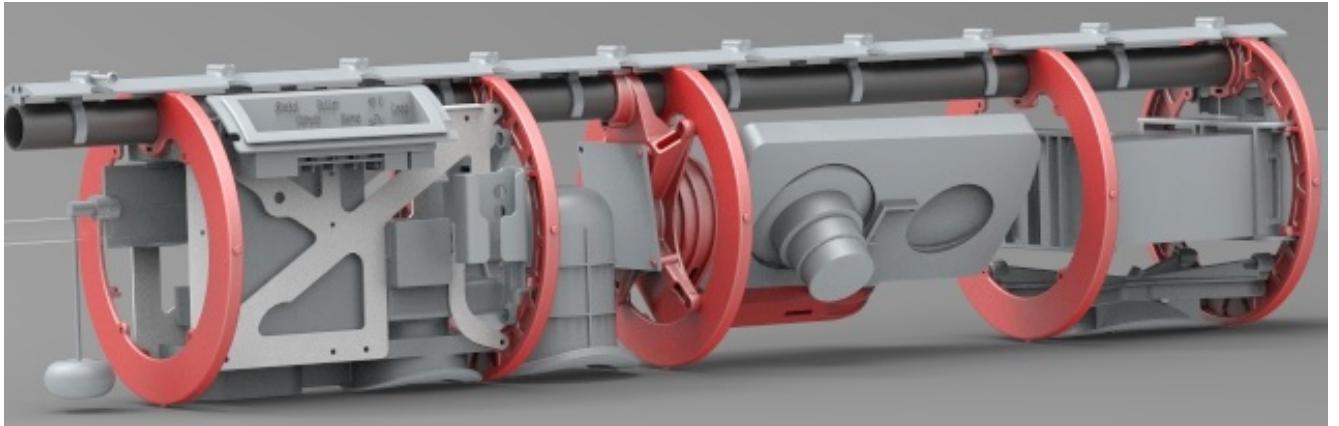


Abbildung 4.12: Vollständig zusammengesetztes Innenleben der Payload

Auf das Kohlerohr werden sogenannte *Twitches* gesetzt, welche die Verbindungsstelle der Glasfaserhülle bilden an der diese zusammengehalten wird. Aufgrund der angestrebten Gleichteilephilosophie sind die *Twitches* kurz gehalten und beliebig gegeneinander austauschbar.

Nachdem zusammensetzen der inneren Struktur kann die Hülle montiert werden. Hierzu wird das Innenleben auf die Hülle gesetzt, so dass die Noppen der Ringspannenten in den Positionierungslöchern der Hülle sitzen. Kleine gesinterte Spannelemente werden in die 20 Befestigungslöcher der Glasfaserhülle gesetzt und diese dann über die *Twitches* verschraubt und somit gespannt, siehe Abbildung 4.13.

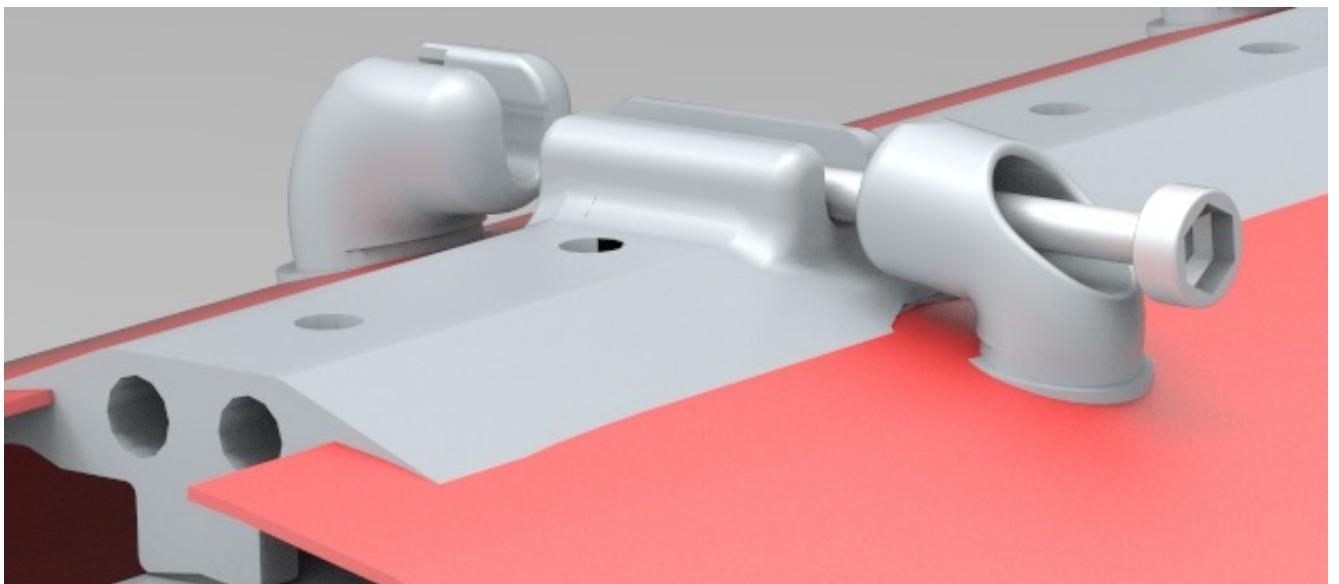


Abbildung 4.13: Verschraubung der Hülle. Durch festziehen der Schrauben erhält die Payload ihre Form

Zuletzt werden auf den Verbund vorne und hinten Kappen aufgesetzt, womit die eigentliche Payload zusammengebaut ist. Für ihre Befestigung am Rumpfrohr, werden zwei Befestigungsschuhe auf die *Twitches* geschraubt. Die Befestigungsschuhe werden auf passende Gegenstücke am Rumpfrohr aufgeschoben und mit einem Splint gesichert, ähnlich der *Picatinny-Rail*.

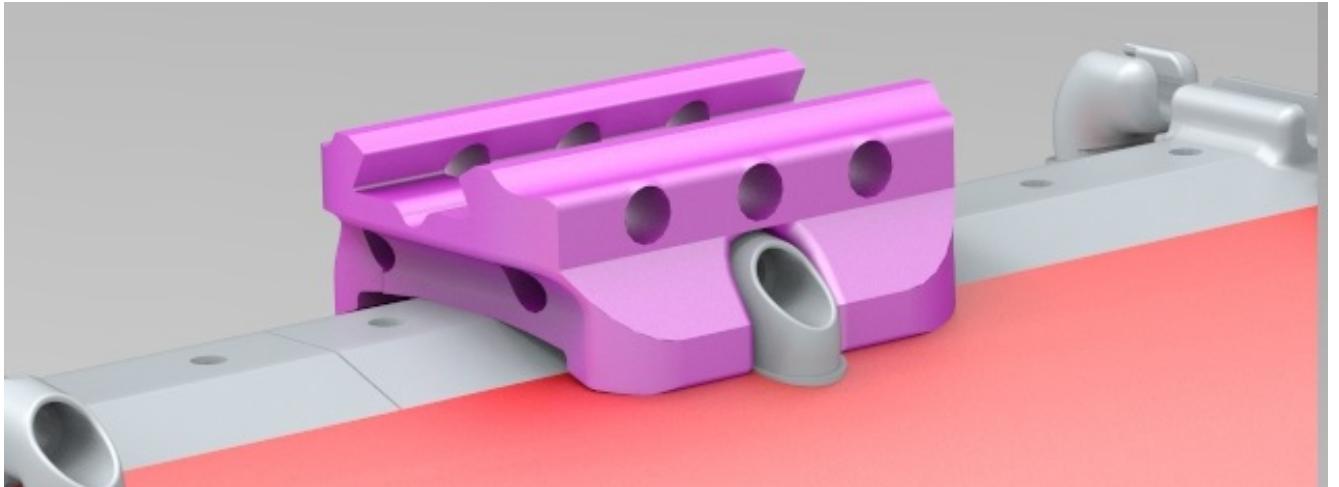


Abbildung 4.14: Die Befestigungsschuhe werden mit einer Schwalbenschwanz-Nut geführt und sind beliebig auf der Payload positionierbar

Schwerpunktlage einstellen - Verändern der Payloadposition

Die Position der Payload ist hauptsächlich abhängig von der Lage des Schwerpunktes. Aus diesem Grund wurden deren Aufnahmen so gestaltet, dass eine freie Positionierung der Payload am Rumpfrohr möglich ist.

Hier gibt es folgende Möglichkeiten.

- Versetzen der Befestigungsschuhe auf der Payload
- Verschieben der Befestigungselemente auf dem Rumpfrohr
- Weitersetzen der Befestigungsschuhe in den Führungen, um 5 mm Schritte bis zu 35 mm weit

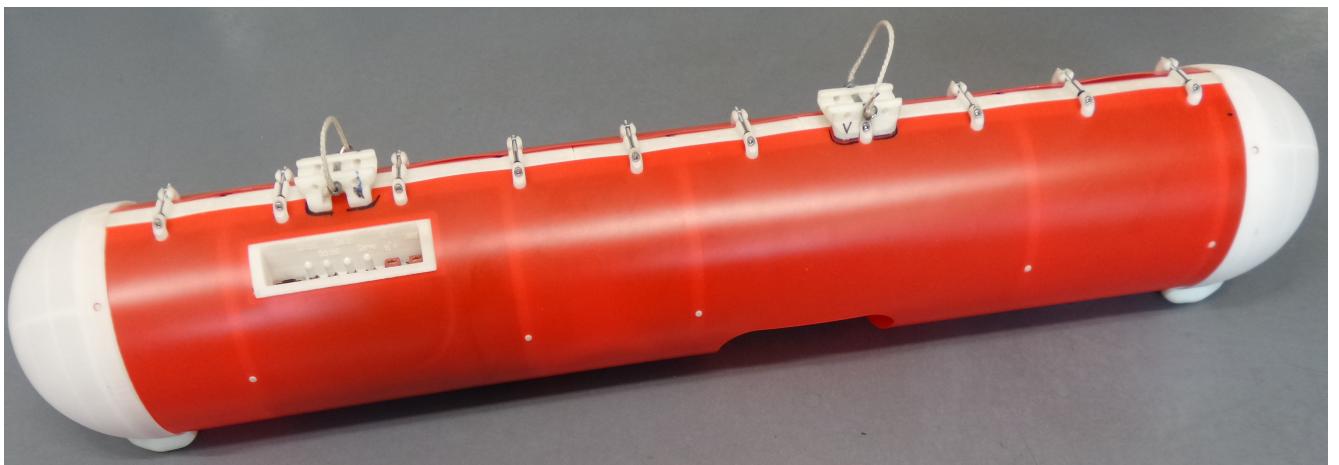


Abbildung 4.15: Fertig zusammengesetzte Payload. Gut erkennbar, das Schalt- und Steckpanel

Wie auf der linken Seite der Abbildung 4.15 zu erkennen wurde noch eine Reihe Schalter verbaut um die einzelnen Sektionen in der Payload einzeln an- und abschalten zu können. Hiermit wird vermieden, dass bei Elektronikproblemen die Payload zerlegt und wieder zusammengesetzt werden muss. Neben den Schaltern befinden sich drei Steckerbuchsen um den Autopiloten anzuschließen, den Motor anzuschließen und eine externe Stromversorgung anzuschließen.

4.5 Leitwerk

Das Leitwerk wurde komplett neu gebaut. Hierzu wurde eine neue Leitwerksaufnahme Konstruiert und die Leitwerke im Balsa-Sandwichverfahren gefertigt. Im Zuge dessen wurde auch die Zerlegbarkeit einfacher Gestaltet.

4.5.1 Höhenleitwerk

Bei der Neuanfertigung des Höhenleitwerks wurden die groben Abmaße beibehalten, es wurde lediglich leicht gepfeilt. Um die Zerlegbarkeit zu verbessern wurde die Servobefestigung im Höhenleitwerk vorgesehen. Dies hat den Vorteil, dass der Servo andernorts keine Platz wegnimmt.

Bau des Höhenleitwerks

Zuerst wurden die Schaumkernhälften mit der *CNC-Hotwire Maschine* ausgeschnitten, zusammen geklebt und mit drei Holzverstärkungen für die Verschraubung versehen. Der Schaumkern wurde dann mit Balsaholz beplankt, im Bereich des Rudergelenks wurde eine Aramidstreifen als Scharnier mit einlaminiert. Aus dem fertigen Höhenleitwerk wurde noch ein Auschnitt für den Servo mit dem Skalpel geschnitten, die Befestigungslöcher gebohrt und mit Einschlagmuttern versehen. Zuletzt wurde Bügelfolie aufgebracht und das Ruderhorn eingeklebt.

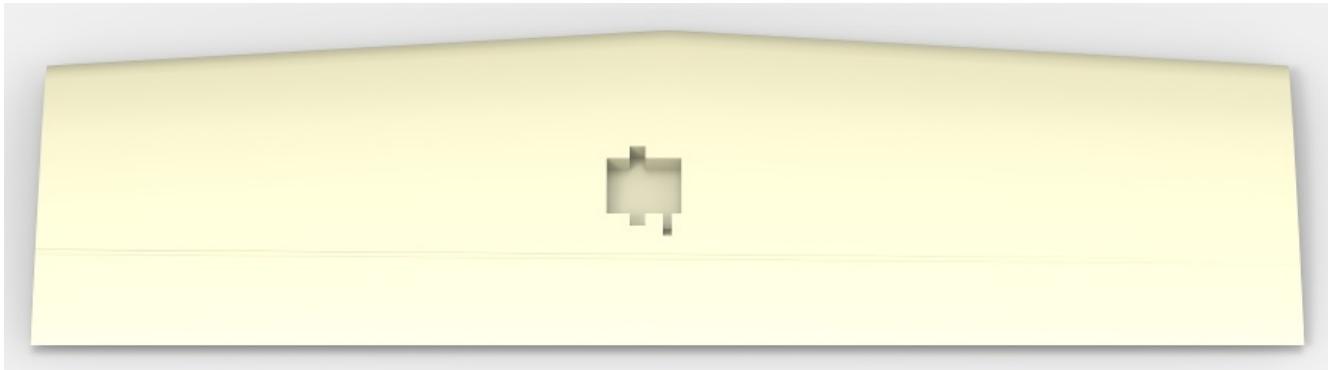


Abbildung 4.16: Fertiges Höhenleitwerk, mit Servoausschnitt auf der Oberseite

4.5.2 Seitenleitwerk

Das Seitenleitwerk wurde Analog zum Höhenleitwerk gefertigt. Die Maße des alten *MAJA-Seitenleitwerks* wurden dabei komplett übernommen. Nach dem Laminieren des Schaumkerns mit Balsaholz wurde zunächst auf der Unterseite, sprich Wurzelprofilseitig, ein Schacht geschnitten um das Seitenleitwerk über den Servo auf der Aufnahme stülpen zu können. Als Befestigung wurde noch ein Kohlerohr eingezogen welches in der Aufnahme geklemmt werden kann.

Zum Einbau des *3DR-Telemetry-Radios* wurden die oberen 70 mm abgeschnitten, exklusive des Ruders. In den Abgeschnittenen Teil wurde ein Schacht für das *3DR-Telemetry-Radio* gefräst, um dieses komplett im Seitenleitwerk zu verbauen. In den unteren Teil wurde ein Loch gebohrt und ein Strohalm eingesetzt, in dem die Antenne Platz hat.



Abbildung 4.17: Fertiges Seitenleitwerk, mit abnehmbarem Oberteil

4.5.3 Leitwerksaufnahme

Die Leitwerksaufnahme dient dazu die einzelnen Leitwerke am Rumpfrohr zu befestigen. Um die Flächen leicht an- und abbauen zu können sind die Ruderservos an der Leitwerksaufnahme angebracht. Zum Abbau eines Leitwerkes muss so lediglich die Ruderanlenkung ausgehängt und die Befestigungsschrauben gelöst werden.

Gefertigt wurde die Aufnahme mit der *Laser-Sinteranlage*. In mehreren Iterationsschritten wurde auf diese Weise die unten abgebildete Version entwickelt 4.18, eine weitere Überarbeitung ist geplant.

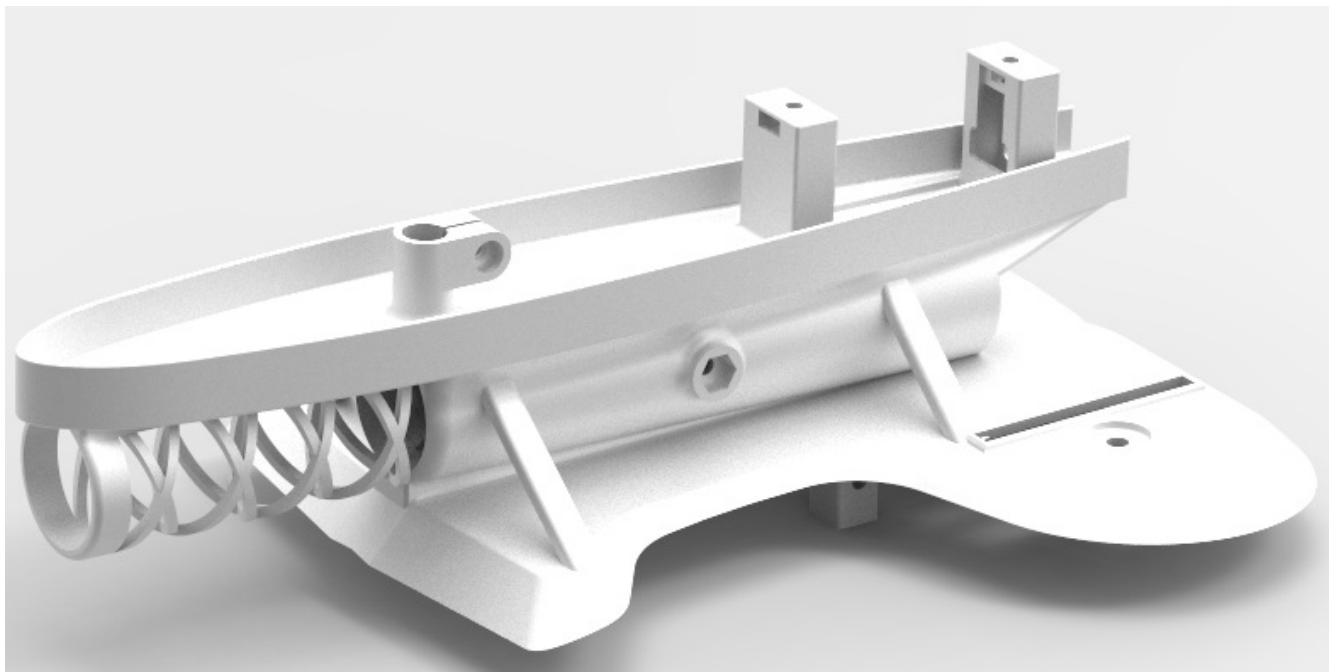


Abbildung 4.18: Aktuelle Leitwerksaufnahme, kann mit einer Schraube am Rumpfrohr befestigt werden.

4.6 Motor

Für die Motoraufhängung wurde ein Sinter-Teil gefertigt mit einer kreuzförmigen Aufnahme auf die der Motor geschraubt wird. Das Ende der Motoraufnahme, welches in das Rumpfrohr gesteckt wird, ist geschlitzt damit es gespreizt werden und somit geklemmt werden kann.

Für den Zusammenbau wird in den gedruckten Kegel eine Mutter gesteckt, dann kommt der Kegel in die Motoraufnahme und diese wird dann in das Rumpfrohr gesteckt. Eine Schraube wird nun von Vorne in die Aufnahme geschraubt und somit der Kegel geklemmt. Zuletzt kann der Motor aufgeschraubt und angeschlossen werden.

Es hat sich herausgestellt, dass die Klemmung nicht genügend Kraft aufbringen kann, da die Mutter im Klemmkegel ab einem gewissen Anzugsmoment durchdreht. Eine Vierkant-Mutter wäre hier geeigneter, da diese einen besseren Formschluss herstellt.

Der Motorregler hängt frei am Rumpfrohr, es klemmt lediglich ein Sinter-Teil dazwischen damit der Regler sich stabil und definiert, mit Kabelbindern, befestigen lässt.

Kapitel 5

Aufbau der Payloadsysteme

Die funktionelle Payload beinhaltet diejenigen Systeme welche zur Erfüllung der Missionsziele der *AUFSI SUAS Competition* notwendig sind. Auch die Stromversorgung befindet sich in der Payload, da diese ausreichend Platz bietet.

Die Systeme innerhalb der Payload sind in Abschnitte unterteilt. Jeder Abschnitt hat eine bestimmte Funktion und bildet eine möglichst unabhängige Einheit. Diese Unterteilung resultierte aus der Anforderung, die einzelnen Missionsziele auf verschiedene Studentengruppen zu verteilen. Somit konnte jede Gruppe ihr System entwickeln, ohne mit anderen Gruppen in Konflikt zu geraten. Hierfür gab es Randbedingungen, wie Einbaumaße, Stromversorgung und Datenübertragung.

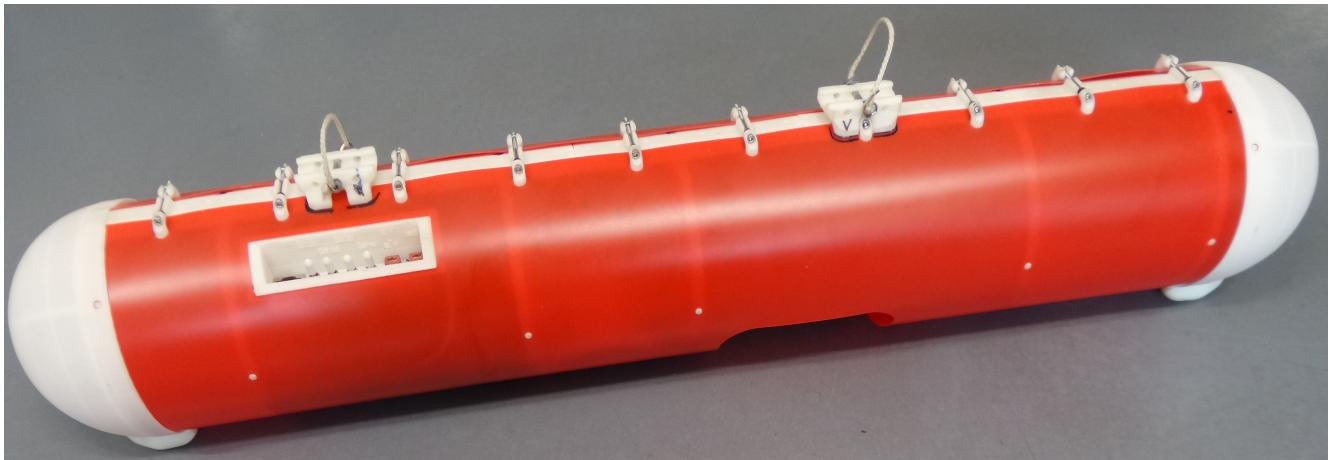


Abbildung 5.1: Payload mit verschiedenen Systemen zur Missionserfüllung

5.1 Stromversorgung

Der detaillierte Aufbau des Payload-Behälters findet sich in Kapitel [Bau der Flugplattform](#) auf Seite 26. Die Hauptstromversorgung befindet sich im vorderen Teil der Payload, siehe Abbildung 5.2. Sie wird von zwei LiPo-Akkumulatoren gespeist, welche *ungeregelt* Parallelgeschaltet sind. Durch die Parallelschaltung kann die gesamte Stromkapazität erhöht werden, da sich die Einzelkapazitäten der Akkumulatoren in diesem Fall addieren. Die beiden eingesetzten LiPo-Akkumulatoren *müssen* den gleichen Ladungsstand aufweisen. Ansonsten kann es zu einem Zellendrift kommen welcher die Gesamtkapazität beeinträchtigt und im schlimmsten Fall zu einem *Thermal Runaway* führen kann.

Sprich, **bei unsymmetrisch geladenen Akkumulatoren besteht Brandgefahr.**

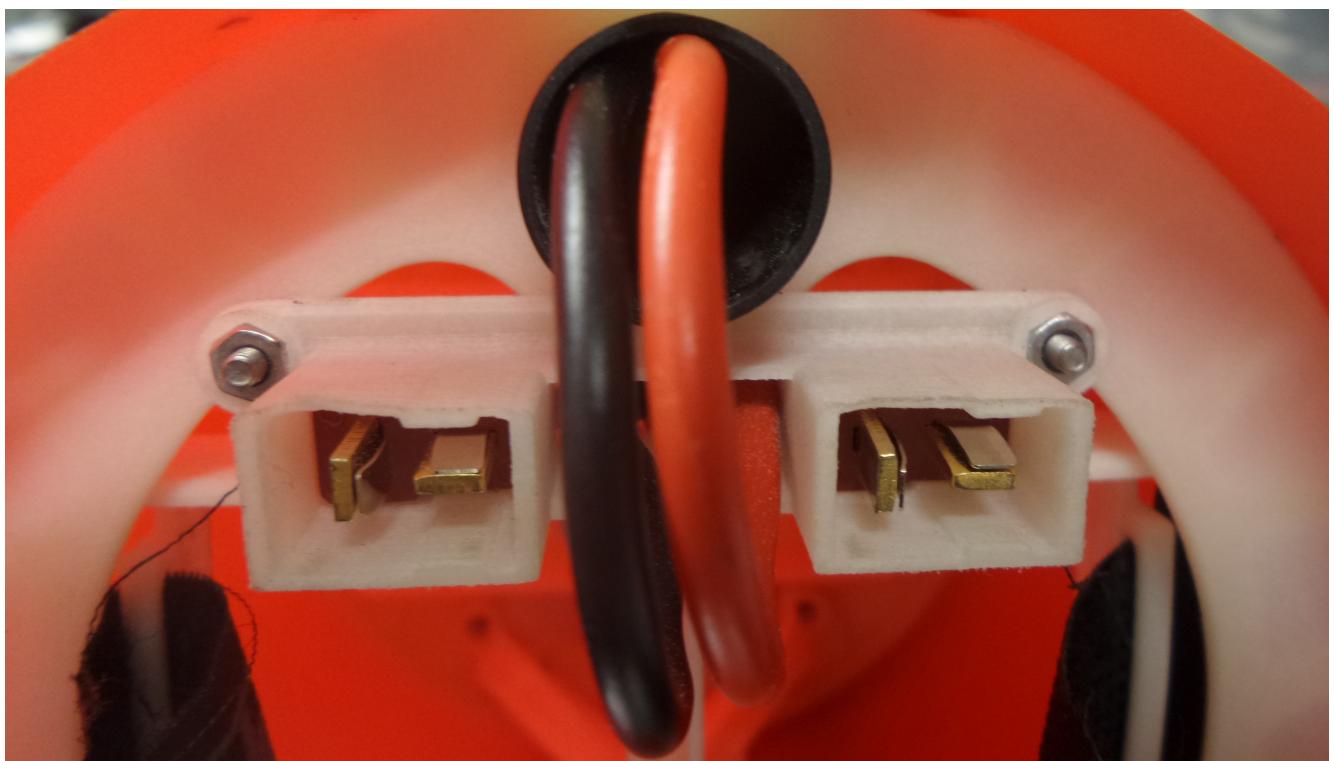


Abbildung 5.2: Anschlüsse für zwei LiPo-Akkumulatoren. Von hier aus wird führen die Hauptstromkabel durch das CFK-Rohr bis zum Schaltpanel am Ende der Payload.

Am Ende der Hauptstromkabel befindet sich eine Platine zur Stromverteilung, von welcher aus die einzelnen Sektionen mit der passenden Spannung versorgt werden. Nach außen hin befindet sich ein Schaltpanel, Abbildung 5.3, um die Stromversorgung zu den einzelnen Sektionen zu steuern. Am Schaltpanel befinden sich außerdem auch drei Buchsen. Die Netzwerkbuchse dient der Datenübertragung mit dem Autopiloten. Durch die beiden Powerbuchsen kann die Stromversorgung zum Motor hin angeschlossen werden. Gleichzeitig kann ein externes Ladegerät angeschlossen werden, um das gesamte Flugsystem bis zum eigentlichen Flug mit Strom zu versorgen.



Abbildung 5.3: Schaltpanel mit Stromschaltern für einzelne Sektionen und Buchsen zum Anschließen der restlichen Flugplattform

5.1.1 Sektion Akkumulatoren und Starthaken

Von vorne gesehen ist die Akku-Sektion der erst Abschnitt der Payload, hierdurch sind die Akkumulatoren einfach zugänglich. Es muss lediglich die vordere Verschlusskappe entfernt werden um an die Akkus zu gelangen. Diese können dann einfach ausgesteckt und ausgetauscht werden. Außerdem wirkt sich die Positionierung im vorderen Teil positiv auf die Schwerpunktllage aus.

Unter den Akkumulatoren befindet sich auch der Haken für den Startgummi. Dieser ist mit einer entsprechend dicken Verstrebung an die Spannen angebunden über welche die Kraft auf die Glasfaserhülle übertragen wird.

Bei den Verwendeten Akku-Packs handelt es sich um 3-Zelle Lithium-Polymer-Akkumulatoren von *Wellpower* mit einer Ladekapazität von *6400 mAh*. Von diesen sind zwei Stück verbaut und Parallel geschlossen, wodurch sich die Gesamtkapazität auf 12800 mAh verdoppelt.

5.1.1.1 Umgang mit Lithium-Polymer-Akkumulatoren

Im Umgang mit den verwendeten LiPo-Akkus müssen noch folgende Punkte beachtet werden um die Kapazität zu erhalten und Beschädigungen zu vermeiden.

Tiefentladung

Der Vorteil des Lipo-Akkus ist eindeutig das niedrigere Gewicht oder die deutlich höhere Kapazität gegenüber NiMh- oder NiCd-Akkus. Der Nachteil ist, man darf LiPos nicht Tiefentladen. Das bedeutet, die Spannung pro Zelle darf nicht unter *3,0 Volt* liegen. Für die verwendeten 3-Zellen-LiPos bedeutet dies, dass die Gesamtspannung nicht unter *9,0 Volt* liegen darf.

Aufladen

Ein Lithium-Polymer-Akku sollte **nie unbeaufsichtigt geladen werden**. Geldane werden sollte immer auf nicht-brennbarem Untergrund, am besten in sogenannten *LiPo-Bags*.

Flugbetrieb

Je höher die Stromentnahme, desto höher die Erwärmung und um so geringer ist die entnehmbare Kapazität. LiPo-Zellen dürfen nicht über 60°C unter Belastung erreichen. Für ausreichende Kühlung oder Temperaturableitung ist zu sorgen.

Sehr kalte Zellen haben einen höheren Innenwiderstand und sind deshalb nicht so belastbar und geben auch nicht die nominale Kapazität ab. Der ideale Temperatur-Arbeitsbereich einer Lithium-Polymer-Zelle beträgt in etwa. 20 - 40 Grad Celsius.

Lagerung

Die ideale Lagertemperatur liegt bei 15°C bis circa 20°C , wenn die Zellen länger als einen Monat gelagert werden sollen. LiPos dürfen auch nicht zu feucht gelagert werden, *Gefahr von Kriechströmen*. Außerdem sollt bei längerer Lagerung die Spannung der einzelnen Zelle ca. 3,8 V bis 3,9 Volt betragen.

Voll geladene Zellen altern schneller, entladen gelagerte Zellen könnten sich trotz der niedrigen Selbstentladung Tiefentladen.



Abbildung 5.4: Verwendeter LiPo-Akku von Wellpower

Akku-Packs welche durch falsche Behandlung an Kapazität verloren haben sind unter Umständen auch daran erkennbar, dass diese sich aufblähen, wie in folgender Abbildung zu sehen ist.

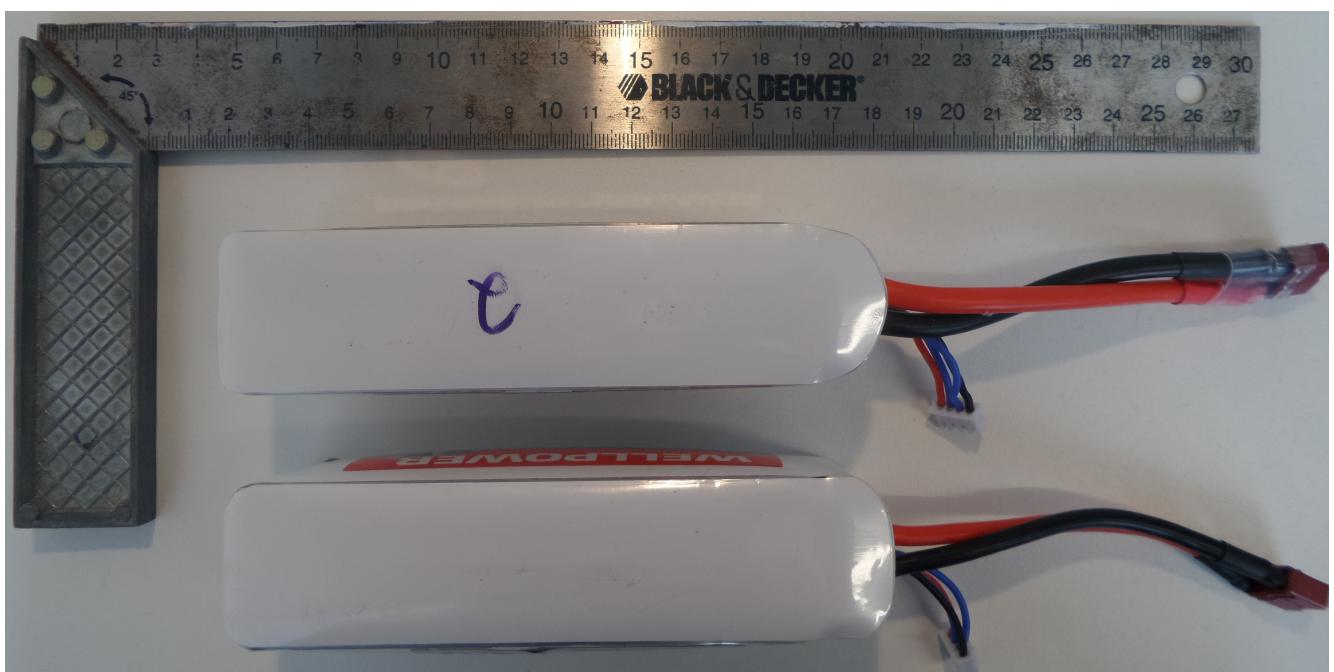


Abbildung 5.5: Vergleich von neuem Akku-Pack oben und einem schlecht behandeltem Akku mit weniger verfügbarer Kapazität unten.

5.2 Starthaken

Direkt unter den Akkumulaturen befindet sich der Starthaken für den *Bungee-Launch*. Der Starthaken ist ein Sinter-Teil, welches mit einer Schraube verstärkt ist. Dieser stellt das mechanisch höchstbelastete Teil dar und ist dem entsprechend massiv ausgeführt. Vom Starthaken aus wird die Startkraft möglichst direkt auf die gespannte Glasfaserhülle geleitet, welche die Startkraft dann auf das Rumpfrohr übertragen kann.

Beim Start wird das Startseil mittels eines Stahlringes in den Haken eingehängt, welcher so ausgeführt ist, dass der Ring vom Haken abfällt sobald das Flugzeug schneller ist als das Gummi-Seil.



Abbildung 5.6: Segment zum einhängen des Start-Gummies



Abbildung 5.7: Bungee-Launch auf der Competition, der Startgummie ist mit einem Erdhaken im Boden befestigt

5.3 Kamerasytem

Das Kamerasytem besteht aus einem Kamerahandy und aus einer Gimbal zur Bildstabilisierung. Bei dem verwendeten Handy handelt es sich um das *Samsung Galaxy K Zoom*.

5.3.1 Kamerahandy

Bei der Auswahl des Kamerahandys fiel die Entscheidung auf das *Samsung Galaxy K Zoom*. Dieses bietet zum einen den Vorteil eines optischen Zooms zum anderen hatte die Anschaffung politische Gründe, da die *Fakultät für Informatik* das Projekt ihrerseits unter dem Mantel *Smartphone gesteuerte Systeme* einordnet.

Außerdem bietet ein Smartphone die Möglichkeit dessen Rechenleistung direkt zu nutzen und so die Aufgaben innerhalb des Bilderfassungssystems auf verschiedenen Netzwerkteilnehmer zu verteilen. Ein solches, Java basiertes, Task-Management war zu Beginn zwar vorgesehen, konnte aber aufgrund der Komplexität nicht fertiggestellt werden.

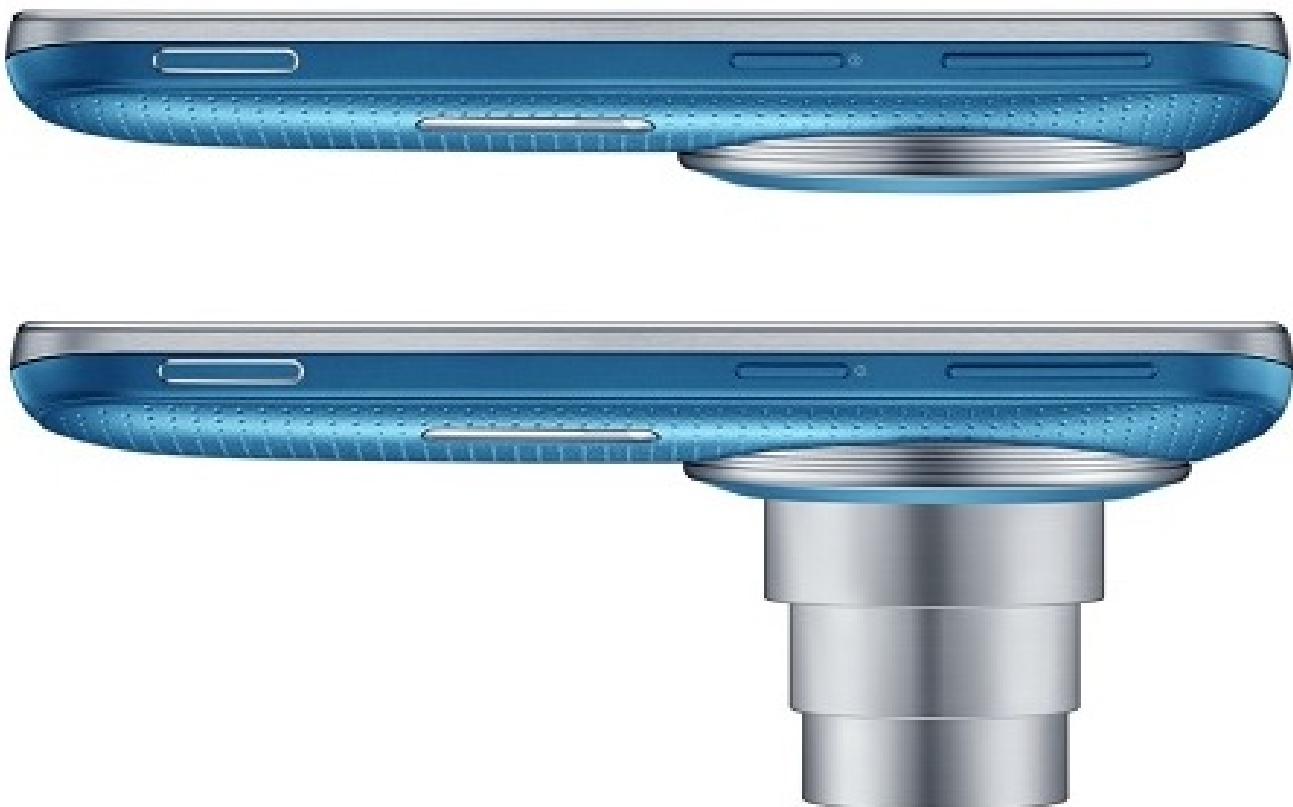


Abbildung 5.8: Samsung Galaxy K Zoom mit ein- und voll ausgefahrenem Zomm-Objektiv

Technische Daten des Kamerahandys	
Abmessungen	137,5 x 70,8 x 20,2 mm
Gewicht	200 g
Auflösung Hauptkamera	CMOS, 20,7 MP
WLan	802.11a/b/g/n 2,4 + 5 GHz, HT40

Tabelle 5.1: Relevante Technische Daten des Kamerahandys *Samsung Galaxy K Zoom*

5.3.2 Gimbal

Um sicherstellen, dass die Kamera stets senkrecht nach unten gerichtet ist, wurde ein Gimbal-System entwickelt.

Grund hierfür ist, dass beim regulären Flugbetrieb Roll-Winkel bis 45° möglich sind. Dies würde bei einer fest eingebauten Kamera zu Bildverzerrungen führen, welche die weitere Auswertung erschweren würden.



Abbildung 5.9: Gimbal zur Bildstabilisierung

Das Gimbal-System ist in der Lage Roll- und Nickwinkel auszugleichen.

Das Smartphone ist hier in die eine Schale eingesetzt welche die Nickbewegung ausgleicht. Die Schale wiederum sitzt an einem L-Förmigen Rahmen der die Rollbewegung ausgleicht. Beide Achsen werden mit Brushless-Motoren angetrieben.

An der Unterseite der Handy-Schale befindet sich eine kleine Kreisel-Einheit welche die Beschleunigung am Smartphone misst und an das Controller-Board weitergibt.

Als Controller-Board für das Gimbal-System wurde der *Brushless Gimbal Controller Basecam SimpleBG-C AlexMos* verwendet. Dieser ist in der Lage, die Bewegung in bis zu drei Achsen auszugleichen und die Brushless-Motoren direkt anzusteuern.

Für die Einrichtung des Controller-Boards ist auch ein PID-Tuning notwendig. Im Zuge dessen wurde festgestellt, dass die Eigenfrequenz des L-Rahmens mit der Ansteuerungsfrequenz der Brushless-Motoren interferiert, was in manchen Positionen zu einer instabilen Vibration geführt hat.

Um dies zu beheben wurde der L-Rahmen steifer Konstruiert, wodurch die Eigenfrequenz soweit verändert wurde, dass diese im regulären Betrieb nicht mehr erreicht wird.

Ansteuerung durch den *Pixhawk*-Autopiloten

Der Gimbal-Controller bietet die Möglichkeit über einen PWM-Eingang Soll-Winkel vorzugeben.

Der *Pixhawk* wiederum bietet die Möglichkeit eine externe Gimbal über ein PWM-Signal anzusteuern. Hierdurch ist es theoretisch möglich die Kamera über den Autopiloten auf eine fixe GPS-Koordinate auszurichten, was zur Erfüllung des OFF-AXIS-TASKS nötig wäre.

Da aber der Gimbal-Controll-Block im Ardu-Pilot-Code hauptsächlich für nach vorne gerichtete Kameras entwickelt wurde und der Quellcode schlechter dokumentiert und strukturiert ist, ist dnoch einiges an Anpassungsarbeit erforderlich.

Ursprünglich sollte diese Anpassung von einem anderen Diplomanden erledigt werden, dieser nahm aber dann ein anderes Diplomarbeitsthema an und dieses Thema wurde nicht weiter verfolgt.

Test im Flugbetrieb - Winkeldrift

Bei den ersten Flügen mit Bildstabilisierung durch die Gimbal konnten keine Probleme festgestellt werden. Bei späteren Flügen mit funktionierender Bildaufnahme konnte jedoch ein gewisser Drift der Normalstellung beobachtet werden, da manche Bilder bei gerader Flugbahn schief aufgenommen wurden.

Ein solcher Drift kann vom Gimbal-Controller nicht erfasst werden, da dieser lediglich Relativbeschleunigungen misst und keine Absolutwinkel.

Nach weiteren Testflügen hat sich gezeigt dass die Fehlstellung der Kamera durch die großen Beschleunigungen beim Start mit dem Gummiseil entstehen. Hier konnte die Kurzzeitige Beschleunigungsspitze nicht komplett ausgeglichen werden, was durch eine Erhöhung des P-Anteils und des I-Anteils der Positionsregelung behoben werden konnte.

Zu beachten ist hierbei auch die Stromversorgung, da statt der geforderten 5 V Versorgungsspannung nur 4,6 V am Controller-Board anlagen, erklärt sich auch die verminderte Wirkung des P-Anteils.

5.4 Droptask

Für das Missionziel *Drop-Task* wird eine Einrichtung benötigt um ein Objekt von der Größe eines Hühnereis zuverlässig abzuwerfen.

Das Ei muss ein Plastik-Ei aus zwei Hälften sein. Das Ei wird vor dem Abflug von der Jury gefüllt. Außerdem muss ein Band am Ei befestigt sein welches den Fall bremst.

Daten für das Ei sind:

- Gesamt-Gewicht mit Füllung: $m_{Ei} = \text{ca. } 130 \text{ g}$
- Länge des Brems-Bandes: $L_{Ges.} = \text{ca. } 1,5 \text{ m}$
- Teilbar bzw. Befüllbar

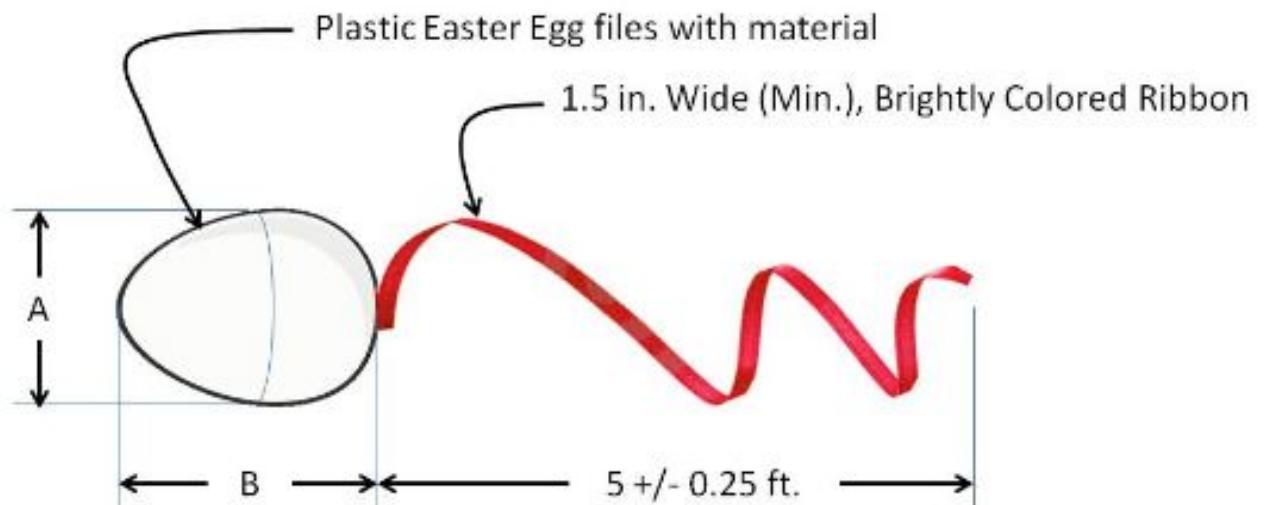


Abbildung 5.10: Drop-Task Ei

Der Abwurfmechanismus besteht aus einem drehbaren Ei-Behälter und einer feststehenden Halterung mit einem Servo der den Behälter dreht.

Der Container ist drehbar und der Drehpunkt befindet sich in der Mitte der Payload, so dass die Auslassöffnung des Behälters immer an der Innenwand der Glasfaserhülle befindet. Im geschlossenen Zustand ist der Behälter so gedreht, dass die Auslassöffnung des Containers durch die Innenwand blockiert wird. Um das Ei abzuwerfen dreht der Servo die Auslassöffnung über ein Loch in der Hülle durch welches das Ei dann hinausfallen kann.

Die Lasche auf der rechten Seite des Abwurf-Containers dient dazu das Loch in der Außenhülle im geschlossenen Zustand zu verschließen.

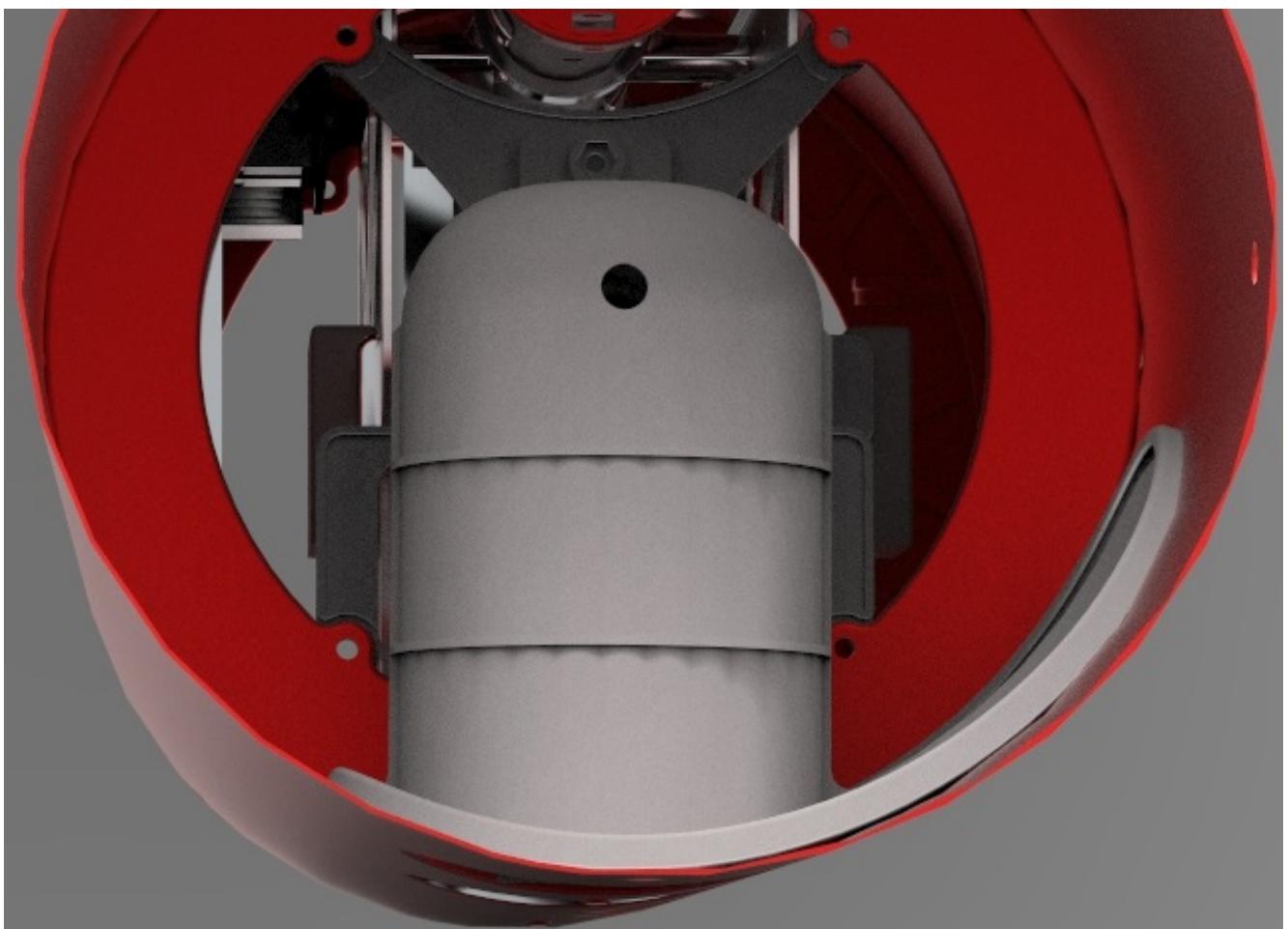


Abbildung 5.11: Drop-Task Container in der Payload-Hülle im geöffneten Zustand

Probelmstellungen

Bei der Verwendung dieses Abwurfmechanismus gibt es mehrere Problemstellungen, die beachtet werden müssen.

Erstes Problem ist das Flatterband, welches sich beim Abwurf verheddern kann wenn es nicht richtig im Container verstaut ist.

Das Flatterband muss eng um das Ei gewickelt sein und muss samt Ende sicher im Container verstaut sein.

Da das Ei im geschlossenen Zustand an der Innenseite der Hülle reibt und eine ständige Haltekraft erfordert, muss ein entsprechend starker Servo verwendet werden. Der zuerst verwendete *Graupner*-Servo ist aus diesem Grund überhitzt und fing das Brennen an. Daraufhin wurde ein Servo mit Metallgetriebe von *KST* verbaut, welcher höhere Stellkräfte hat.

Auch ist darauf zu achten, dass sich zwischen Abwurfcontainer und Payloadhülle ein Spalt befindet, um unnötige Reibkräfte zu vermeiden.

5.5 Elektronik-Sektion

In der letzten Sektion befinden sich die Elektronik-Komponenten der Payload.

- Onboard Rechner *Odroid XU3*
- Thermo Kamera
- Lidar
- *Ubiquiti Bullet M5* Funkübertragungsmodul
- Stromversorgungs-Panel

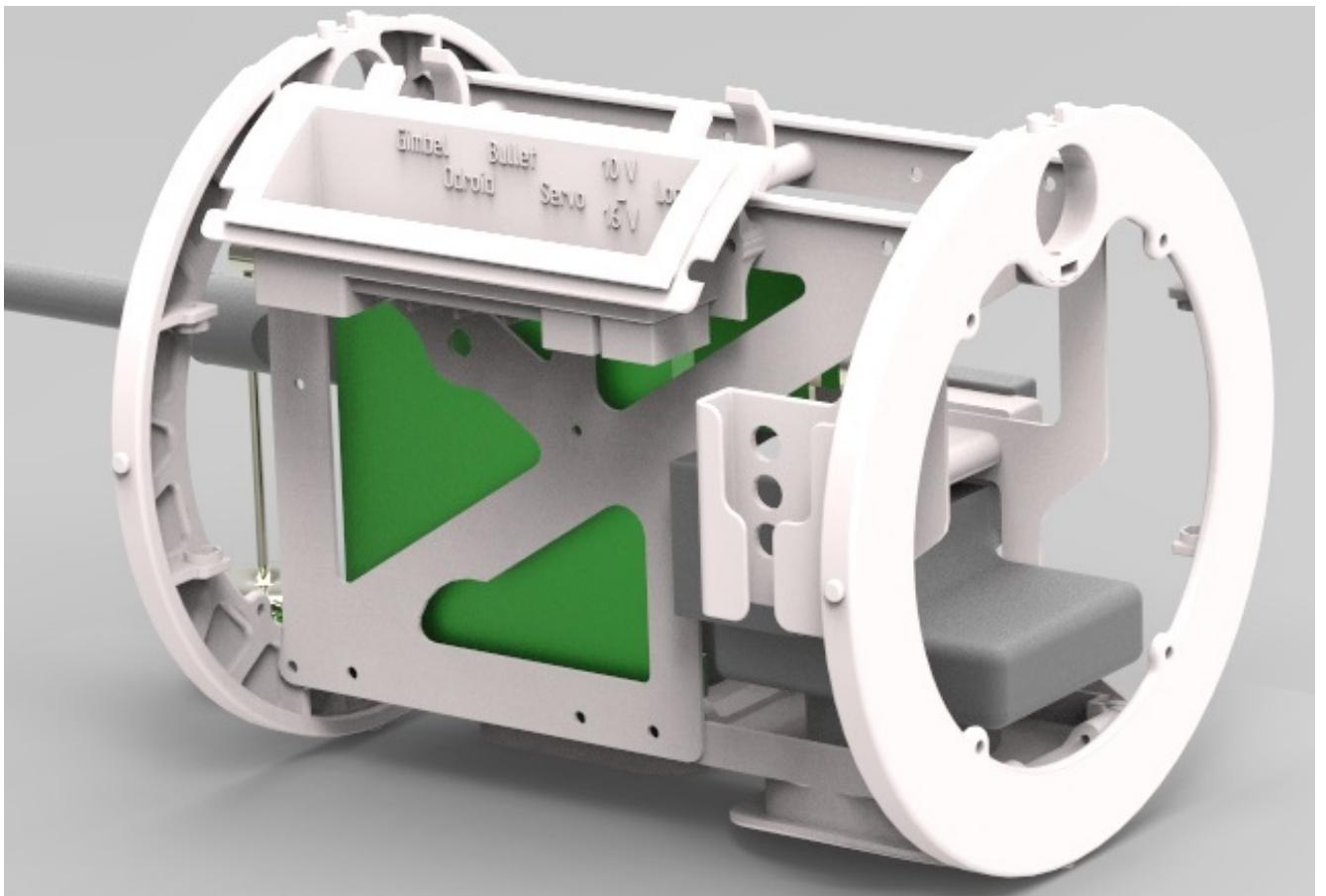


Abbildung 5.12: Elektronik-Bay der Payload

Odroid XU3

Der *Odroid XU3* ist ein Embedded-PC mit zwei Vierkern-ARM-CPUs. Es lässt sich entweder das Betriebssystem *Ubuntu 14.04* oder *Android 4.4*. Da das Konzept der Bilderfassung auf Android und Java basiert wurde *Android 4.4* für den Odroid ausgewählt.

Der *Odroid XU3* empfängt die gesplitteten Telemetrie-Daten vom Autopiloten, hängt die entsprechenden an die Bilder, diese werden dann über die *Ubiquiti Bullet M5* an die Groundstation gesendet.

Außerdem steuert der *Odroid XU3* die Thermo-Kamera und sendet auch deren Bilder an die Groundstation.

Der *Odroid XU3* wäre in der Lage, auch komplexere Rechenoperationen durchzuführen, wie beispielsweise die Bilderkennung, was nicht genutzt wurde.

Für die Zukunft sollte entweder der *Odroid XU3* durch eine kleinere und sparsamere Version ersetzt werden, um Gewicht und Strom zu sparen, oder er sollte entsprechend seiner Leistung genutzt werden.

Einige Daten des Odroid XU3

CPUs	Samsung Exynos5422 Cortex?-A15 2.0Ghz quad core and Cortex?-A7 quad core CPUs
RAM	2Gbyte LPDDR3 RAM at 933MHz (14.9GB/s memory bandwidth) PoP stacked
Speichertechnologie	eMMC5.0 HS400 Flash Storage
Gewicht	ca. 80 g

Tabelle 5.2: Technische Daten des Embeddede-PCs *Odroid XU3*

Thermo Kamera

Die Thermo Kamera ist für den IR-TASK notwendig und wurde dem AUVSI-Team von *MBDA* zur Verfügung gestellt.

Die Thermo Kamera lässt sich mit einem Adroid Gerät verbinden, auf welches zuvor die *Thermo App* installiert wurde, welche die entsprechenden Treiber und eine GUI¹ bereitstellt.

Die Thermo Kamera ist an den *Odroid XU3* angeschlossen und wird per Netzwerk von der Groundstation aus gesteuert.

Sie kann bis zu acht Bilder pro Sekunde aufnehmen und verfügt über einen Fokussieroptik, welche aber manuell vor dem Flug eingestellt werden muss.

Die Fokussieroptik sollte nach dem Einstellen gegen verdrehen gesichert werden.

Lidar

Der *LIDAR-Lite Rangefinder* von *PulsedLight* ist ein Laserbasierter Entfernungsmesser mit einer Reichweite von 20 cm bis 40 m und einer theoretischen Auflösung von 1 mm.

Er dient zum einen dazu den Drift des barometrischen Höhensensors zu kompensieren und zum anderen um eine präzisere Vertikalführung bei der Landung zu gewährleisten. Letzteres verkürzt auch die effektive Landestrecke.

Zu beachten ist, dass es zwei Versionen des *LIDAR-Lites* gibt. Die Version die vor Februar 2014 produziert wurde und die Version die danach produziert wurde.

Die frühere Version benötigt noch einen Signalfilter wie er in Abbildung 5.5 zu erkennen ist.

Der Glättungskondensator zwischen *Ground* und *5 V Versorgung* ist bei beiden Versionen von Nöten wenn die Stromversorgung über ein *BEC-Modul* realisiert wird.

¹Graphische Bedienoberfläche



Abbildung 5.13: Lidar und Verbindungsdiagramm

Bei der Verwendung der früheren Version des *LIDAR-Lite Rangefinders* kann es trotz des Signalfilters dazu kommen, dass der *Pixhawk* den *LIDAR* nicht weiter empfängt. Dies kann dadurch entstehen, dass die Signalflanken nicht hundertprozentig gerade sind, wodurch der *Pixhawk*-Code das Signal verliert und den *LIDAR* auch nicht weiter anspricht.

Bei der neuen Version gibt es keine Probleme

Die optischen Linsen sind stets sauber zu halten und auf Beschädigung zu kontrollieren.

Ubiquiti Bullet M5 Funkübertragungsmodul

Die *Ubiquiti Bullet M5* stellt die Datenverbindung der Payload mit der Groundstation dar. Das Smartphone ist per Wireless-Lan mit der Bullet verbunden und der Odroid per Netzwerkkabel. Näheres zu der Verbindungsstruktur in Kapitel [Aufbau der Groundstation](#) auf Seite 53

Aufgrund von Platz- und Gewichtsersparnis wurde das Gehäuse der *Ubiquiti Bullet M5* entfernt und ein kleinerer Koaxial-Anschluss angelötet. Auch einer Überhitzung kann durch das entfernen des Gehäuses vorgebeugt werden. Für das Befestigen der *Ubiquiti Bullet M5* ohne Gehäuse sind zwei gesinterte Clips im Elektronik-Bay vorgesehen, in die die Bullet eingeschoben werden kann.

Die Stromversorgung findet durch PoE² über den Odroid statt.

²Power over Ethernet



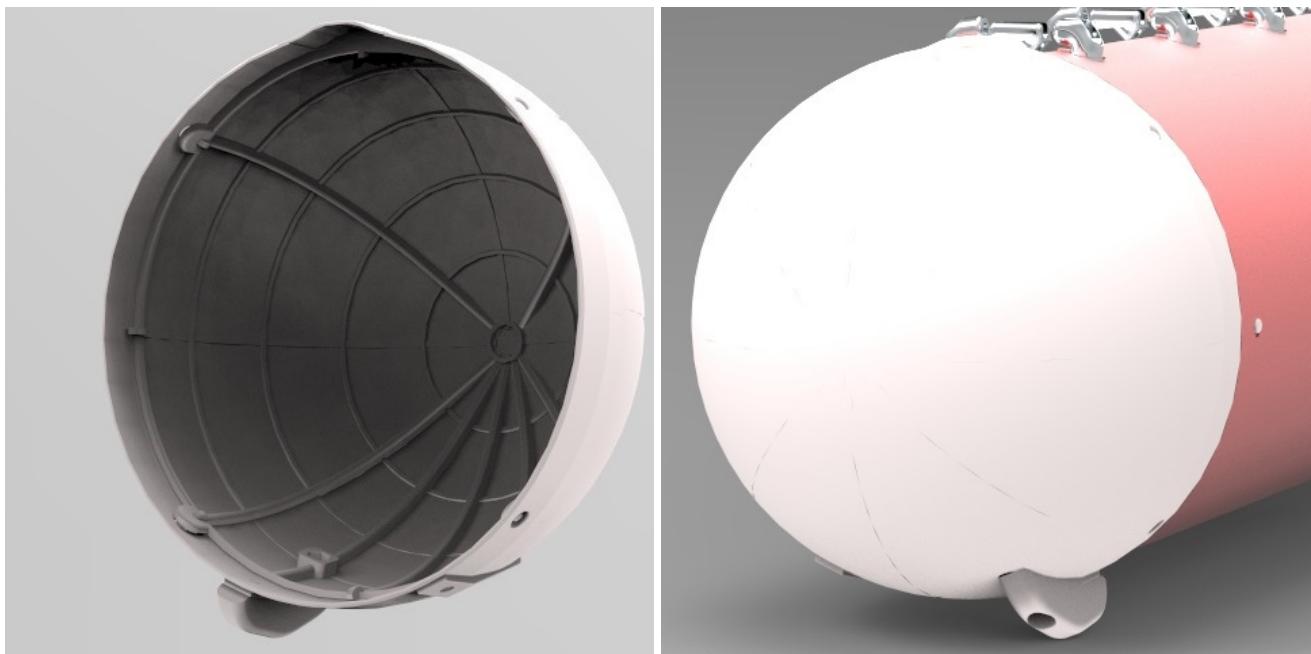
Abbildung 5.14: Ubiquiti Bullet M5 mit entferntem Gehäuse

Stromversorgungspanel

Das Stromversorgungspanel dient dem An- und Abschalten der einzelnen Sektionen und der Verbindung der Elektronik-Bay mit dem *Pixhawk* sowie dem Motor mit den Akkus. Außerdem stellt er die 5 V Versorgung für die Payloadelektronik und den Droptask-Servo zur Verfügung.

5.6 Kappen

Die Endkappen verschließen die Payload und erlauben durch einfache Montierbarkeit ein schnelles erreichen der Akkus vorne und der Elektronik hinten. Dabei sind die vordere und die hintere Schutzkappe das selbe Teil um eine einfache Ersetzbarkeit zu gewährleisten.



(a) Verschlusskappe von Innen, linke Gleitkufe montiert

(b) Verschlusskappe montiert, von Außen

Abbildung 5.15: Verschlusskappe der Payload

Im Laufe der Flugtests wurden zwei kleine Probleme beseitigt. Beide traten jeweils bei den Landungen auf. Zum einen gab die Struktur der Kappen an der Unterseite nach. Was durch ein Aufdicken der unteren Flächensegmente um 0,1 mm und durch Einziehen zusätzlicher Stringer, siehe Abbildung 5.6 links, behoben werden konnte.

Das zweite Problem war, dass bei Landungen auf härterem Boden wie Betonsteinen, sich die, bis dato kleinen, 2 mm dünnen Gleitkufen aufrieben. Aus diesem Grund wurden dickere, austauschbare Gleitkufen angebaut, wie in Abbildung 5.6 zusehen.

Kapitel 6

Aufbau der Groundstation

6.1 Generelles Setup

Die Bodenstation dient der Kontrolle der Flugplattform, sowie dem Empfang und der Verarbeitung der mittels der Flugplattform gewonnenen Daten.

Aufbau der Flugkontrolle übernahmen Studenten der *Fakultät 03* aus dem Luft-und Raumfahrtstudien-gang.

Die Entwicklung der Software für die Datenverarbeitung und Bildverarbeitung war Aufgabe der Studenten der *Fakultät 07 für Informatik*. Es konnten kurzzeitig auch Studenten der *Fakultät 04 für Elektrotechnik* gefunden werden, welche im Rahmen einer Projektarbeit die Telemetrie-Antennen auf Verbesserungspotential hin untersuchten.

Funktionen der Groundstation:

- Kontrolle der Flugplattform
- Empfang von, auf der Flugplattform, gesammelten Daten
- Verarbeitung der gewonnenen Daten

Im Folgenden sollen die Einzelnen Aufgaben näher betrachtet werden.

6.2 Kontrolle der Flugplattform

Die Kontrolle der Flugplattform wird über zwei Wege sichergestellt. Zum einen über die Modellflugsteuerung *Graupner MX-12*, welche auf 2,4 GHz sendet und durch den Sicherheitspiloten bedient wird. Zum anderen über den *Mission Planner* auf dem dazugehörigen Laptop, welcher über die 433 MHz-Telemetrieantenne sendet und empfängt. Der *Mission Planner* wird vom *Operator* bedient.

6.3 RC-Fernsteuerung und Sicherheitspilot

Mit der RC-Fernsteuerung kann der Flieger manuell gesteuert werden. Außerdem kann zwischen den verschiedenen Flugmodi, wie zum Beispiel *AUTO*, *Fly-By-Wire* oder *Manuell* umgeschaltet werden. Die Verwendung der RC-Fernsteuerung obliegt dem Sicherheitspiloten.

Die Hauptaufgabe des Sicherheitspiloten ist es hierbei, die Flugplattform ständig im Blick zu behalten und notfalls einzugreifen. Als zusätzliche Aufgabe, gibt der Sicherheitspilot den *Drop-Tasks* kurz vor Abwurf frei. Somit kann er sicherstellen, dass durch den Abwurf eine unmittelbare Gefährdung Dritter ausgeschlossen ist.



Abbildung 6.1: Belegung der RC-Fernsteuerung

Vor Benutzung der RC-Fernsteuerung ist auf ausreichend Ladung zu achten.

Bei einer Batteriespannung von 5,5 V ist diese voll geladen. Ab einer Spannung unter 5,0 V sollte diese geladen werden. Die *Graupner MX-12* kann nicht im Betrieb geladen werden da sie mehr Strom verbraucht, als das mitgelieferte Ladegerät zu Verfügung stellt. Die Ladeanzeige befindet sich auf der linken Displayhälfte, wie in Abbildung 6.1 zu erkennen ist.

6.4 Datenübertragung

In folgendem Diagramm ist die Struktur der Datenübertragung dargestellt.

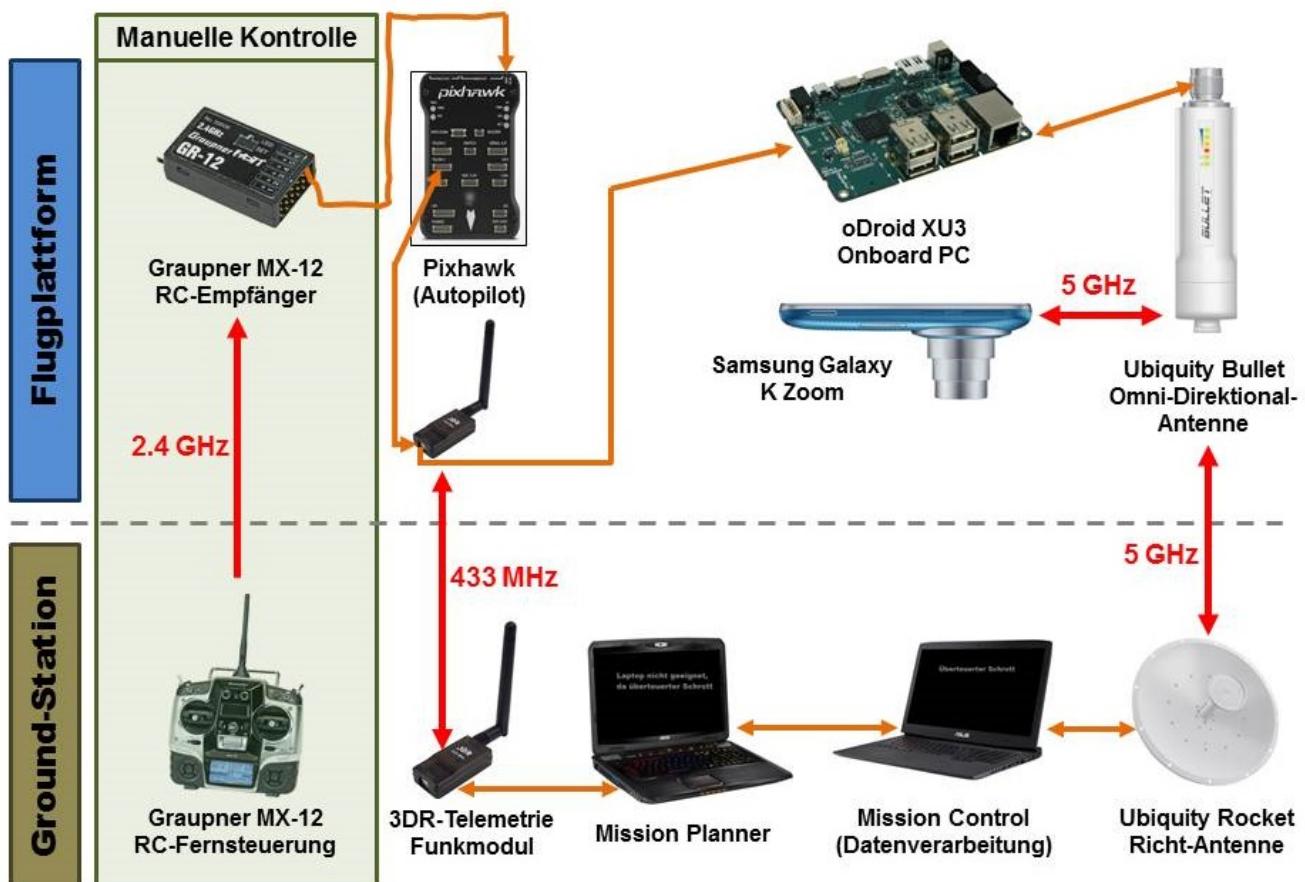


Abbildung 6.2: Überblick über die Datenübertragungswege

Wie in Abbildung 6.2 zu erkennen findet die Übertragung der Daten zwischen Flugzeug und Bodenstation auf drei verschiedenen Frequenzen statt.

Die drei verschiedenen Übertragungsfrequenzen

- **2.4 GHz** RC-Funkfernsteuerung
- **433 MHz** Telemetrie-Übertragung zwischen Autopilot und *Mision Planner*
- **5.8 GHz** Steuerung der Kamera und Empfang der Kameradaten

6.4.1 2.4 GHz Übertragung

Die RC-Funkfernsteuerung sendet auf 2.4 GHz und nutzt *FHSS, Frequenzhopping*, über bis zu 75 Kanäle um die Störunempfindlichkeit zu erhöhen. Über diese Verbindung erfolgt nur die manuelle Steuerung, das Umschalten der Flugmodi und die Freigabe des Droptasks.

Die manuelle Steuerung stellt den letzten Rückfallmodus dar, falls andere Kontrollmöglichkeiten ausfallen. Von einer anderen Verwendung des 2.4 GHz Frequenzbandes sollte nach Möglichkeit verzichtet werden, da es ansonsten zu unerwünschten Interferenzen und Störungen kommen kann.

6.4.1.1 Wichtige Einstellungen der *Graupner MX-12*

Der *Graupner* Empfänger ist direkt an den *Pixhawk* angeschlossen. Letzterer benötigt die Servosignale als *Summensignal*. Um das Summensignal zu Verwenden, muss der Sum0-Modus in der *Graupner MX-12* eingestellt werden, dieser befindet sich im Menü unter *Telemetrie -> Einstellungen* und dort auf einer der letzten Seiten. Weiteres zum Einstellen der *Graupner MX-12* findet sich in der zugehörigen Betriebsanleitung.

6.4.2 433 MHz Übertragung

Über das 433 MHz Band findet die Übertragung der Telemetrie-Daten statt. Das *3DR-Telemetry-Radio* Ist hierfür Flugplattformseitig direkt mit dem *Pixhawk*-Autopiloten verbunden. Das Gegenstück in der Groundstation ist mit dem Mission Planner Laptop verbunden.

6.4.2.1 Einstellen des *3DR-Telemetry-Radios*

Um beide *3DR-Telemetry-Radios* zu Binden und richtig einzustellen, wird die *Mission Planner*-Software benötigt. Hierzu darf kein Autopilot mit dem Programm verbunden sein.

Das Menü für die Telemetrie-Einstellungen befindet sich unter dem Reiter
INITIAL SETUP -> Optional Hardware -> 3DR- Radio.

Mittels *Einstellungen laden* können die aktuellen Einstellungen des angeschlossenen 3DR-Telemetrie-Moduls ausgelesen werden. Wichtig ist, dass Frequenzen, Baudrate, *Net ID* und das *Übertragungsprotokoll* der zu verbindenden 3DR-Module übereinstimmen. Mit dem Anpassen der *Net ID* sind die Module verbunden. Deshalb ist außerdem darauf zu achten, dass keine anderen *3DR-Module* in der Nähe mit derselben *Net ID* verbunden sind.

Sobald zwei Module Verbunden sind, können diese konfiguriert werden, während nur eines angeschlossen ist. Voraussetzung hierfür, ist dass das zweite Modul mit Strom versorgt wird.

Falls die Flugplattform zum testen direkt neben der Groundstation betrieben wird, muss die Sende- beziehungsweise die TX-Leistung begrenzt werden. Ein Wert von *11* hat sich hier bewährt. Für den Flug muss die Sendeleistung wieder auf den Maximalwert von *20* gesetzt werden.

Die Baudrate sollte *11520* betragen und muss im Autopiloten angepasst werden, da dieser standardmäßig mit einer geringeren Baudrate arbeitet.

Ein weiteres Problem kann auftreten wenn die Verbindung von Autopilot zu Mission Planner kurzzeitig unterbrochen wird, beispielsweise durch Ausstecken des Autopiloten oder Ähnliches. Hier kann es vorkommen, dass ein Reconnect-Versuch im Mission Planner sehr lange dauert, sprich circa mehr als 20 Sekunden. Dies die Daten der letzten Verbindung noch teilweise Vorhanden sind, da die Session nicht ordnungsgemäß geschlossen wurde. Dies ist auch daran erkennbar, dass beim Reconnecten viele Parameter mit dem Hinweis *Already got Param XY* versehen sind.

In einem solchen Fall löst ein Ein- und Ausstecken des *3DR-Telemetry-Radios* das Problem.

Als *Übertragungsprotokoll* sollte *RAW DATA* verwendet werden, da das *MavLink*-Protokoll zu einer unverhältnismäßig großen Anzahl von fehlerhaft empfangenen Nachrichten führt.

6.4.2.2 433 MHz Antennen

Bei den Standardmäßig mit den *3DR-Telemetry-Radios* beiliegenden Antennen handelt es sich um sogenannte *Rubberduck-Antennen*. Diese Antennen sind normalerweise für den 2.4 GHz Bereich optimiert, sind aber auch für den 433 MHz Bereich tauglich, da die $\lambda/2$ -Antennenlänge des 2.4 GHz Bandes in etwa der $\lambda/8$ -Antennenlänge des 433 MHz Bandes entspricht. Allerdings sind die Rubberduck-Antennen nicht für den 433 MHz Bereich optimiert. Aus diesem Grund bestand bei den Antennen der Telemetrie großes Verbesserungspotential.

Für den Verbau im Flugzeug weist eine Groundplane Antenne eine deutlich geeignete Abstrahlcharakteristik auf. Aus diesem Grund wurde eine solche hergestellt, im Labor vermessen und angepasst.

Rubber-Duck-Antenne

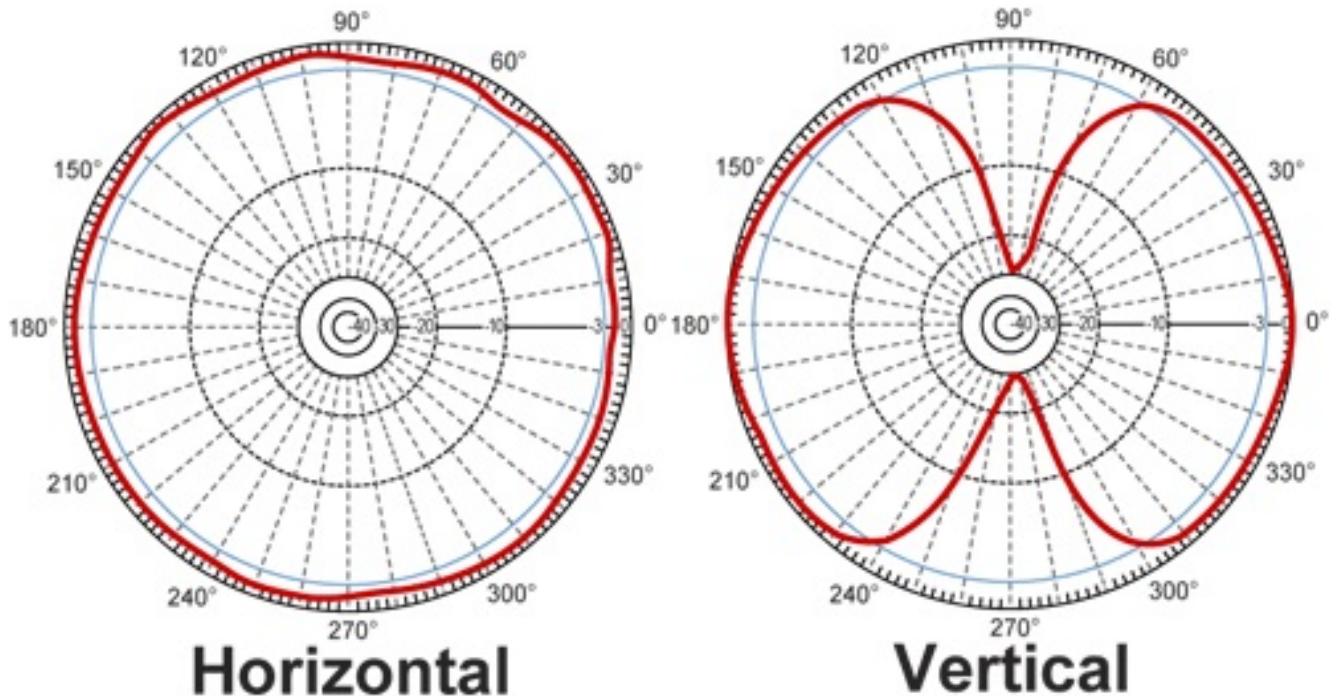


Abbildung 6.3: Abstrahlcharakteristik der Standardmäßig verbauten Rubber-Duck-Antenne. Die 0° Linie der vertikalen Charakteristik stellt grob die Mitte der Antenne dar

Wie in der obigen Abbildung, bei der vertikalen Charakteristik, gut zu erkennen ist, strahlt die Rubber-Duck-Antenne symmetrisch nach oben und unten ab. [7]

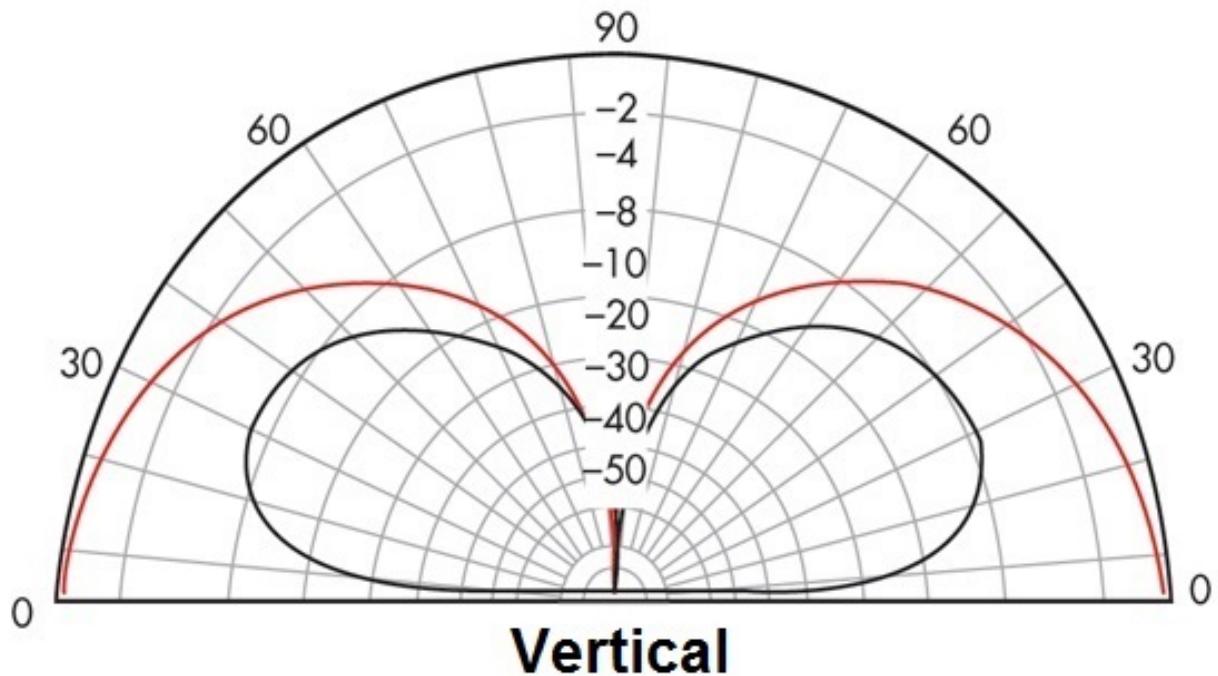
Ground-Plane-Antenne

Abbildung 6.4: Die vertikale Abstrahlcharakteristik der Ground-Plane-Antenne wiest von der Groundplane aus nur in eine Richtung. Die Groundplane wirkt dabei als virtueller Boden

6.4.3 5 GHz Übertragung

Für die Bilderfassung wurde das 5 GHz-Band gewählt, da es aufgrund der höheren Frequenz eine bessere Datenübertragungsrate bietet und in geringerem Maße mit dem 2.4 GHz-Band der RC-Anlage interferiert.

Die eingesetzten Funkmodule *Ubiquiti Bullet M5* und *Ubiquiti Rocket M5* verwenden den *802.11a*-Standard.

Dieser ist in Europa nur für den Gebrauch in geschlossenen Räumen zugelassen.

Diese Funkstrecke verbindet On-Board-Systemen wie Handy und *oDroid XU3* mit dem PC-Netzwerk am Boden. Die *Mission Control Software* der Informatik-Studenten nutzt diese Verbindung um das Kamerahandy zu steuern und die aufgenommenen Bilder zu vom Flugzeug zur Groundstation transferieren. Das Kamerahandy ist hier per Wifi mit der *Ubiquiti Bullet M5* verbunden und der OnBoard-Rechner per Netzwerkkabel. Die Telemetriedaten werden hier per Y-Kabel aus dem Autopiloten an den OnBoard-Rechner weitergerichtet und von diesem über die 5 GHz-Funkstrecke bereitgestellt.

Die *Ubiquiti Rocket M5* am Boden ist mit einem Router verbunden, an dem desweiteren Mission Control Laptop und Mission Planner Laptop angeschlossen sind.

6.4.3.1 Einstellen der 5 GHz Funkstrecke

Einstellen der Ubiquiti Bullet M5

Um in das Einstell-Menü der *Ubiquiti Bullet M5* zu kommen muss zunächst ein Rechner per LAN-Kabel angeschlossen werden. Dann kann per Internet-Browser auf das Menü zugegriffen werden indem man die Adresse *http://192.168.1.20* anwählt. Standard-Passwort und Standard-Benutzername lauten beide *ubnt*.

Nun wird die Bullet, unter dem Reiter *Wireless*, in den Betriebsmodus *Access-Point* bzw. *Repeater* gestellt und eine *SSID* festgelegt.

Falls dieses Funknetzwerk in Deutschland betrieben werden soll, muss unter dem Reiter *Wireless* unter *Country-Code* auf *Germany* gestellt werden. Dies hat den Grund, dass andernfalls die vom Gerät erreichte Sendeleistung den gesetzlichen Grenzwert von *100 mW* überschreitet.

Einstellen der Ubiquiti Rocket M5

Bei der Einstellung der Rocket ist zu verfahren wie oben beschrieben. Mit der Ausnahme, dass hier dass Passwort *uuuuu* vergeben wurde.

Die *Ubiquiti Rocket M5* ist im Flugbetrieb immer Manuell auf die Flugplattform auszurichten, sprich ein Team-Mitglied muss ständig die Antenne in Richtung Flugzeug halten.

Kapitel 7

Autopilot

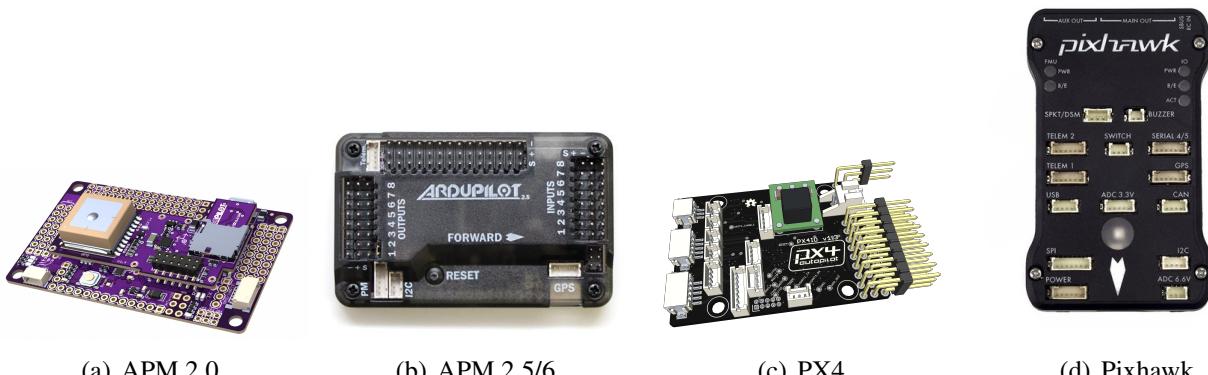
Die Steuerung der Flugplattform übernimmt ein Autopilot auf Basis der ArduPilot-Firmware. Bisher wurde der klassische ArduPilot verwendet. Für den AUVSI-Flieger wurde eine neue Hardware-Plattform beschafft. Die Wahl des Autopiloten fiel auf den Pixhawk von 3DR-Robotics, da dieser die neueste und zuverlässigste Autopiloten-Plattform darstellt.

Unterschiede der ArduPilot Plattformen

Der *APM 2.5/6* ist ein 8-Bit Mikrocontroller und ist in der Lage einfache Flugsysteme problemlos zu steuern. Sobald jedoch Zusatzfunktionen wie die Kamerasteuerung genutzt werden kommt die CPU an ihre Grenzen.

Der *PX4* und der *Pixhawk* sind die Systeme der nächsten Generation. Sie laufen mit dem Betriebssystem *NuttX* und haben 32-Bit Mikroprozessoren. Zusätzlich verfügen sie noch über eine *Floating Point Unit*, welche sämtliche Matrizen-Berechnungen beschleunigt, wodurch der Prozessor mehr Rechenleistung für zusätzliche Operationen zur Verfügung hat. Der Unterschied zwischen *PX4* und der *Pixhawk* ist, dass der *Pixhawk* über ein Sensor Set von *ST micro* verfügt und der *PX4*, wie der *APM 2.5/6*, die *MPU6050*-Sensoren.

Der *Pixhawk* ist das vielfältigste und am besten strukturierte System und wurde daher bei der Auswahl bevorzugt.



(a) APM 2.0

(b) APM 2.5/6

(c) PX4

(d) Pixhawk

Abbildung 7.1: Autopilot-Plattformen die mit dem ArduPilot-Code kompatibel sind

7.1 Die Pixhawkplattform



Abbildung 7.2: Die Pixhawk-Autopilotenplattform

Der *Pixhawk* ist ein vom *PX4 Open Hardware Projekt* entwickeltes Autopiloten System und wird von *3D-Robotics* produziert. Zusätzlich zu den oben bereits genannten Vorzügen bietet der *Pixhawk* noch folgende relevante Vorteile.

- 14 PWM Servo Ausgänge (8 mit Failsafe und manueller Übersteuerung, 6 Auxiliary, High-Power kompatibel)
- Diverse Anschlussmöglichkeiten für zusätzliche Peripheriegeräte (UART, I2C, CAN)
- Integriertes BackUp-System für In-Flight-Recovery und manuelle Übersteuerung mit zugeordnetem Prozessor und eigener Stromversorgung
- Redundante Stromversorgungs Eingänge und automatisches Failover
- Externer Safety Schalter zur einfachen Motoraktivierung
- MicroSD Karte für Datenprotokollierung
- PPM¹ Summensignal
- Alle Peripherie-Ausgänge sind Überstrom geschützt
- alle Eingänge sind ESD² geschützt

¹PPM: Puls- Pausenmodulation

²ESD: electrostatic discharge



Abbildung 7.3: Anschlüsse am Pixhawk

7.2 Verwendetes Zubehör

Folgende Zusatzgeräte wurden mit dem *Pixhawk* verwendet.



Abbildung 7.4: Das Powermodul, welches Spannung und Strom an den Akkus misst und an den Pixhawk sendet



Abbildung 7.5: Digitaler Airspeed Sensor



Abbildung 7.6: Ublox GPS Sensor mit Kreiselkompass



(a) Sicherheitsschalter zum scharf schalten von Motor und Servos

(b) Buzzer für Audio-Rückmeldungen des Pixhawks

Abbildung 7.7: Buzzer und Safety-Switch

7.3 Einrichten des Autopiloten im Mission Planner

Als GroundStation-Software wurde der *Mission Planner* von *APM* verwendet, da damit bereits am meisten Erfahrung gemacht wurde.

Die komplette Dokumentation zum *Mission Planner* inklusive Anleitung zu Download, Installation und Verwendung findet sich auf der Website des *ArduPilot*[8].

Von den Informatik-Studenten wurde der *Mission Planner* modifiziert und um folgende Funktionen erweitert.

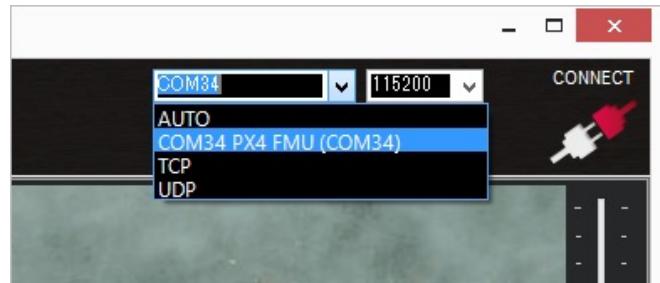
- Netzwerk-Schnittstelle zur *Mission Control* Software der Informatik-Studenten
- Automatisches Hochladen von Wegpunkten in den Autopiloten, deaktivierbar
- Möglichkeit zum Öffnen eines Screens in einem extra Fenster
- Netzwerk-Schnittstelle zum *Judge-Server*

7.3.1 Installieren der Firmware

Zum Installieren der Firmware auf dem *Pixhawk* muss dieser per USB angeschlossen werden und im *Mission Planner* der korrekte COM-Port ausgewählt werden. Die Baudrate muss auf *115200* eingestellt sein.



(a) USB 2.0 Micro-B-Anschluss des Pixhawk



(b) Auswahl des Richten COM-Ports, nicht CONNECT drücken

Abbildung 7.8: Anschließen des Pixhawks zum Laden der Firmware. **Wichtig:** Nicht auf CONNECT drücken

Im *Mission Planner* auf dem Bildschirm *Initial Setup | Install Firmware* sind nun die Firmwares für die verschiedenen Anwendungsfälle zu sehen.

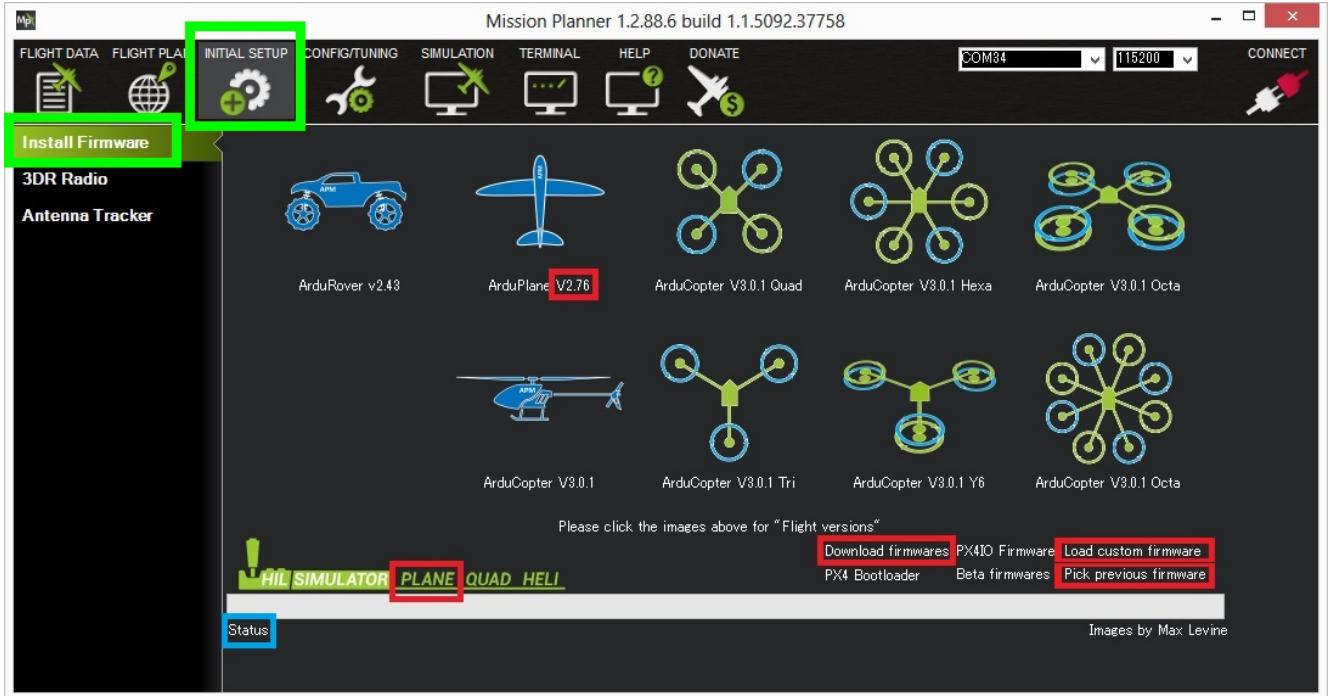


Abbildung 7.9: Mission Planner Umgebung zum Installieren der Firmware auf dem Autopiloten, die wichtigsten Schaltflächen sind rot markiert

In der Abbildung 7.9 sind die wichtigsten Schaltflächen und Bereiche farblich umrandet.

Um zu abgebildeten Seite zu gelangen sind die Schaltflächen in grün zu nutzen.

Rot umrandet sind folgende Bereiche.

- Versionsnummer der geladenen Standard-Firmware hier die V2.76
- HIL Firmware hier die *PLANE*-Version
- Download der aktuelle Firmware-Versionen
- Laden einer Firmware-Datei, wichtig für selbst Compilierte Firmware
- Download von vorherigen Firmware-Versionen, beispielsweise bei Kompatibilitäts-Problemen

Sobald die gewünschte Firmware-Version ausgewählt wurde, beginnt der *Mission Planner* mit der Installation. Hierzu detektiert er die verwendete Hardware, beispielsweise den *Pixhawk*. Unter Umständen verlangt der *Mission Planner* ein Aus- und Einsticken des Autopiloten-Boards, direkt nach dem wieder Einsticken muss auf *OK* gedrückt werden. Dies hat den Grund, dass manche Bootloader nur in dieser Phase die Firmware-Installations-Anforderung akzeptieren.

Ob alles korrekt funktioniert ist an *Status*-Anzeige ersichtlich, diese ist in Abbildung 7.9 blau umrandet. Hier sollten die Meldungen, *erase*, *programm*, *verify* und *Upload Done* zu sehen sein, dann wurde die Firmware erfolgreich installiert.

Ob die Firmware prinzipiell funktionstüchtig ist, kann getestet werden indem die *CONNECT*-Schaltfläche drückt und auf dem *FLIGHT DATA* Bildschirm schaltet. Der künstliche Horizont sollte die korrekte Bewegung des Autopiloten-Boards anzeigen.

7.3.2 Einrichten der RC-Eingänge

Zuerst sollten die RCMAP-Variablen überprüft, beziehungsweise eingestellt werden. Diese sind zu finden unter *CONFIG/TUNING | Full Parameter Tree* und dort unter RCMAP. Die Werte geben den Eingangskanal aus der Fernsteuerung an und sollten im Normalfall korrekt sein. Bisher war keine Veränderung dieser Werte notwendig.

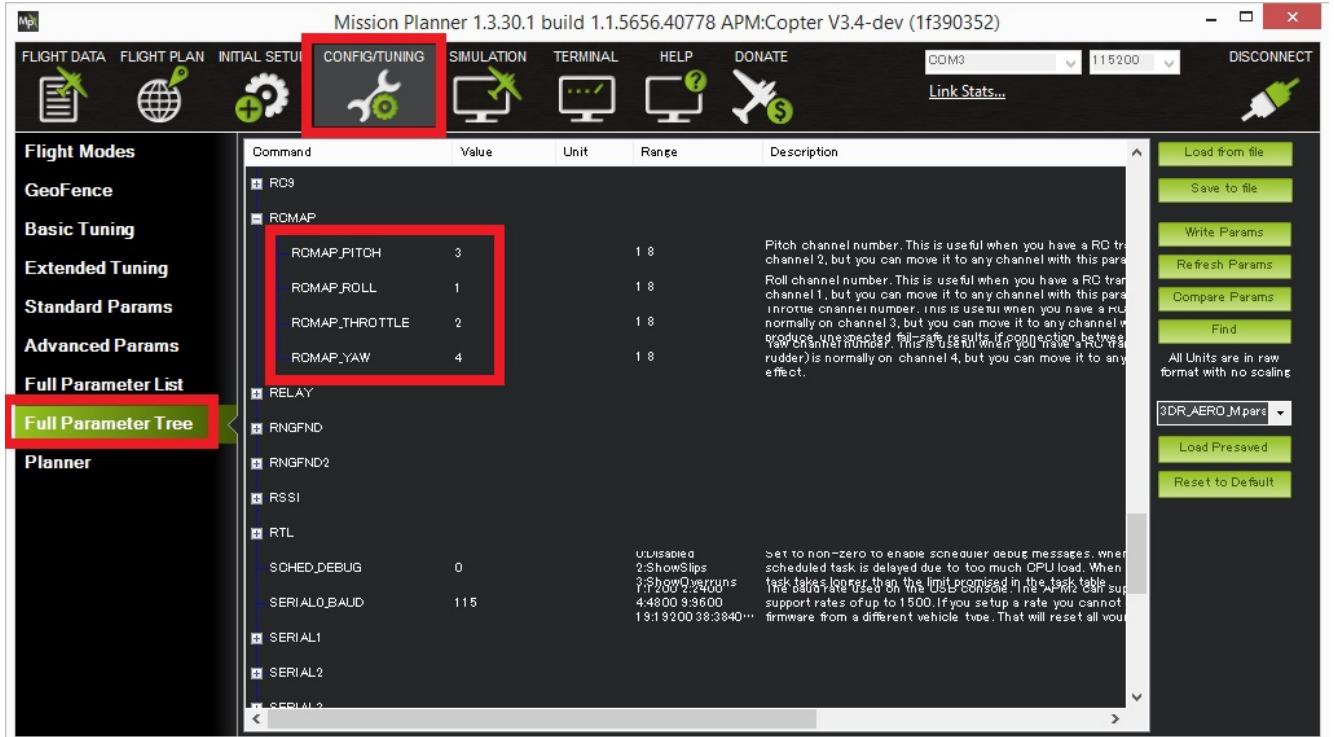


Abbildung 7.10: Mission Planner Umgebung zum Einstellen der Variablen, die RCMAP-Werte sind rot umrandet

Danach muss unter *INITIAL SETUP | Radio Calibration* die Kalibrierung der Fernsteuerung durchgeführt werden. Über die Schaltfläche *Calibrate Radio* startet ein Assistent zum kalibrieren, hier muss nur den Anweisungen gefolgt werden.

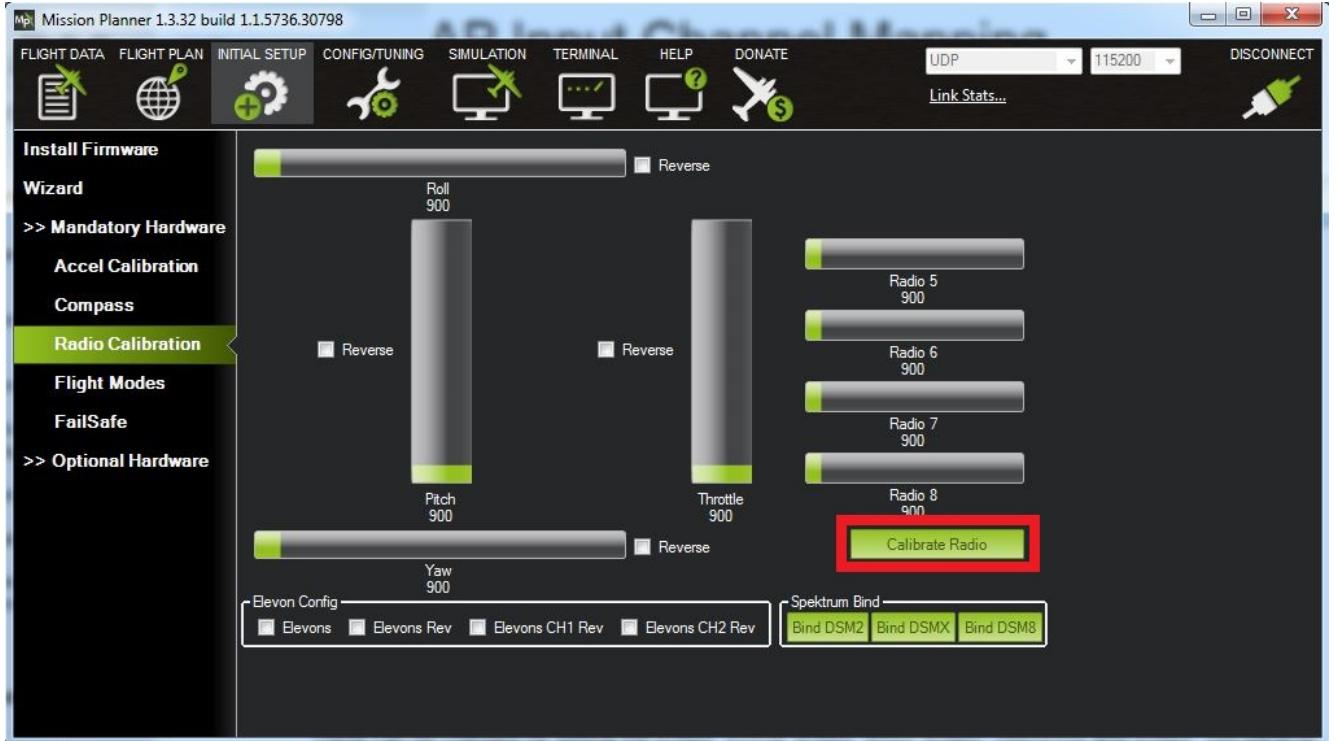


Abbildung 7.11: Mission Planner Umgebung zum Kalibrieren der Fernsteuerung, diese Funktion kann zu einem Fehler führen, der nachträglich manuell entfernt werden muss

7.3.2.1 Quelle für fatalen Fehler

Nach der Verwendung dieses Assistenten ist es bereits mehrere male dazu gekommen, dass der *Pixhawk* nicht mehr Startet und eine Boot-Fehlermeldung ausgibt. Nach einiger Recherche wurde die automatische Radio-Kalibrierung als Fehlerquelle identifiziert.

Der Assistent setzt automatisch alle Variablen die für die Einstellung der Fernsteuerung im Autopiloten notwendig sind. Jeder RC-Kanal verfügt dabei über einen Satz an Variablen wie zum Beispiel, *Maximale Pulsweite RCx_MAX*, *Minimale Pulsweite RCx_MIN*, *Kanal Invertieren RCx_REV* und weitere, siehe Abbildung.

RC8				
RC8_DZ	0	pwm	0 200	dead zone around trim or bottom
RC8_FUNCTION	0		0:Disabled 1:RCPassThru 2:...	Setting this to Disabled(0) will setup this output for control by auto missions or MAVLink servo set commands. any other value will enable the corresponding function
RC8_MAX	1498	pwm	800 2200	RC maximum PwM pulse width. Typically 1000 is lower limit, 1500 is neutral and 2000 is upper limit.
RC8_MIN	1497	pwm	800 2200	RC minimum PwM pulse width. Typically 1000 is lower limit, 1500 is neutral and 2000 is upper limit.
RC8_REV	1		-1:Reversed 1:Normal	Reverse servo operation. Set to 1 for normal (forward) operation. Set to -1 to reverse this channel.
RC8_TRIM	1497	pwm	800 2200	RC trim (neutral) PWM pulse width. Typically 1000 is lower limit, 1500 is neutral and 2000 is upper limit.

Abbildung 7.12: Einzustellende Variablen eines RC-Kanals, inklusive des *Reversed*-Wertes der den Fehler erzeugt

Dabei kann es allerdings vorkommen, dass bei einem ungenutztem Kanal die Variable für die Kanal-Invertierung gesetzt wird. Beim Start des Autopiloten, lädt dieser sämtliche Variablen und überprüft sie,

nun stellt allerdings ein Kanal der ungenutzt ist, $RCx_FUNCTION = 0$, aber invertiert ist, $RCx_REV = -1$, einen Widerspruch für den Autopiloten dar. Darauf spricht der Bootloader des *Pixhawk* in der Form an, dass er das Hochfahren unterbricht. Dies ist daran erkennbar, dass die *IO B/E-LED* konstant leuchtet.



Abbildung 7.13: Diese B/E-LED zeig an, dass der Bootloader das Hochfahren aufgrund eines Fehlers abgebrochen hat

Um den Fehler zu beheben reicht es einfach die *Kanal Invertieren RCx_REV*-Variable bei den ungenutzten Kanälen auf den Wert 1 statt -1 zu setzen.

7.3.3 PID-Tuning

Das richtige Einstellen der Flugregelungs-Parameter ist sehr wichtig, da dies die Basis für das gesamte Flugverhalten der Flugplattform darstellt. Aus diesem Grund muss hierbei sehr sorgfältig und gründlich vorgegangen werden. Bei Änderungen an der Flugplattform sollte überprüft werden, ob das Flugverhalten noch akzeptabel ist und im Zweifelsfall eine erneute Abstimmung der Regel-Parameter vorgenommen werden.

Grundsätzlich kann bei einem erneuten Abstimmen vorgegangen werden wie es in der *ArduPlane*-Dokumentation[4] beschrieben ist.

Anmerkung zur ArduPlane Dokumentation

Die Flussdiagramme des Roll- und Pitchcontrollers sind nicht ganz korrekt. So ist der PID-Regler wie er im Autopiloten-Code ausgeführt ist ein *reiner Ratenregler*. Dies bedeutet, dass die PID-Werte die im *Basic Tuning*-Fenster des *Mission Planers* eingegeben werden sich in erster Linie auf die Ratenregelung auswirken.

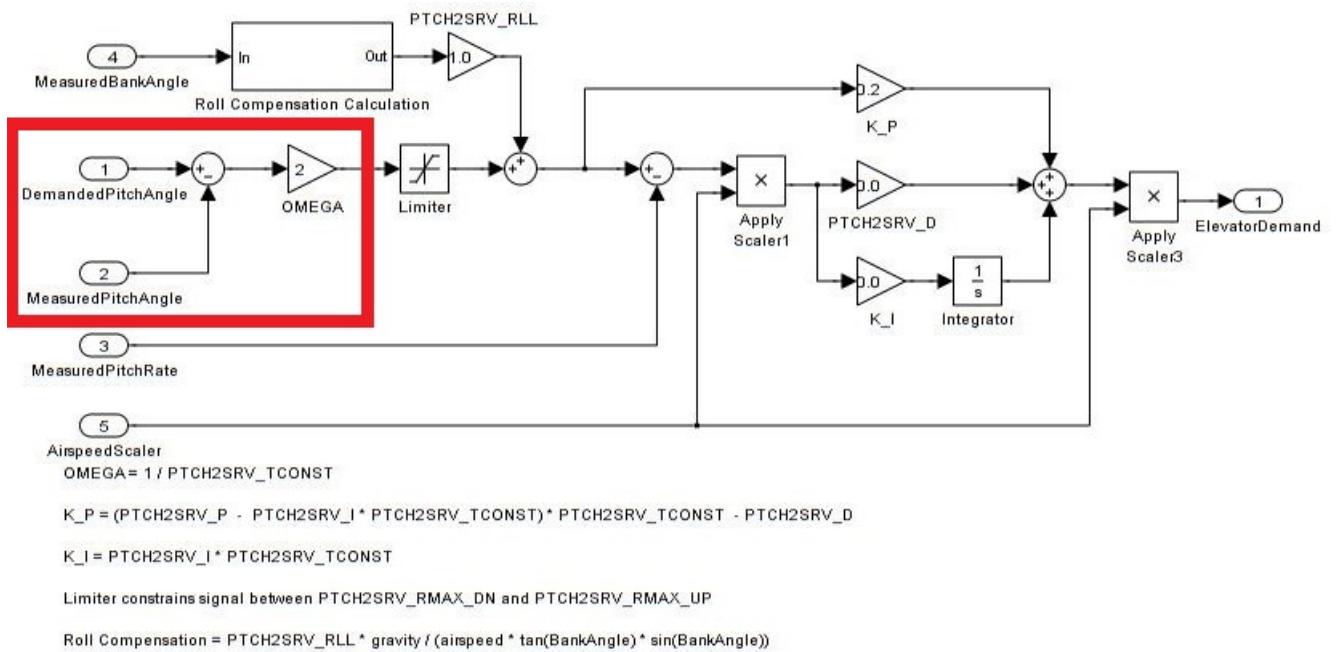


Abbildung 7.14: Das Flussdiagramm aus der ArduPlane Dokumentation, der rot umrandete Bereich ist Fehlerhaft, hier gehen *Desires Rate* und *Measured Rate* ein und nicht die Winkel

Da die Parameter bereits gut abgestimmt sind und sich die Werte von zweitem und dritten Flügelsatz nicht unterscheiden, ist ein erneutes Einrichten nur vorzunehmen wenn es wirklich dringend notwendig ist. Kleinere Anpassungen der Werte sind durchaus sinnvoll wenn sich zusätzliche Einflüsse, wie beispielsweise das Wetter oder die Payload stark ändern.

7.4 Advanced Failsafe

Um Einige der Sicherheits-Anforderungen aus dem Regelwerk des AUVSI-Wettbewerbes zu erfüllen, ist es notwendig auf Sonder funktionen des Pixhawks zurückzugreifen. Konkret geht es um die Funktion den Flug nach 3 Minuten zu Terminieren, dass heißt die Ruder gehen auf Anschlag um einen Trudel-Sturzflug einzuleiten.

Hierzu müssen die *Advance-Failsafe*-Einstellungen des Pixhawk verwendet werden. Diese findet man in der Variablen-Tabellen unter *CONFIG/TUNING | Full Parameter List*. Die zugehörigen Variablen müssen wie in Abbildung erkennbar eingestellt werden um die *Flight Termination* zu aktivieren.

AFS			
AFS_AMSL_ERR_GPS	0	meters	This sets margin for error in GPS derived altitude limit. This error margin is only used if the barometer has failed. If the barometer fails then the GPS will be used to enforce the AMSL_LIMIT, but this margin will be...
AFS_AMSL_LIMIT	0	meters	This sets the AMSL (above mean sea level) altitude limit. If the pressure altitude determined by QNH exceeds this limit then flight termination will be forced. Note that this limit is in meters, whereas pressure al...
AFS_ENABLE	1		This enables the advanced failsafe system. If this is set to zero (disable) then all the other AFS options have no effect
AFS_HB_PIN	-1		This sets a digital output pin which is cycled at 10Hz when termination is not activated. Note that if a FS_TERM_PIN is set then the heartbeat pin will continue to cycle at 10Hz when termination is activated, to...
AFS_MAN_PIN	-1		This sets a digital output pin to set high when in manual mode
AFS_MAX_COMM_LOSS	0		Maximum number of comms loss events before the aircraft stops returning to mission on comms recovery. Use zero to allow for any number of comms loss events.
AFS_MAX_GPS_LOSS	0		Maximum number of GPS loss events before the aircraft stops returning to mission on GPS recovery. Use zero to allow for any number of GPS loss events.
AFS_QNH_PRESSURE	0	millibar	This sets the QNH pressure in millibars to be used for pressure altitude in the altitude limit. A value of zero disables the altitude limit.
AFS_RC_FAIL_MS	180000		This is the time in milliseconds in manual mode that failsafe termination will activate if RC input is lost. For the OBC rules this should be 1500. Use 0 to disable.
AFS_TERM_ACTION	42		This can be used to force an action on flight termination. Normally this is handled by an external failsafe board, but you can setup APM to handle it here. If set to 0 (which is the default) then no extra action is take...
AFS_TERM_PIN	-1		This sets a digital output pin to set high on flight termination
AFS_TERMINATE	0		Can be set in flight to force termination of the heartbeat signal
AFS_WP_COMM	0		Waypoint number to navigate to on comms loss
AFS_WP_GPS_LOSS	0		

Abbildung 7.15: Variablen der Advanced-Failsafe-Einstellungen, die grün hinterlegten müssen wie zu sehen geändert werden

- AFS_ENABLE = 1; aktiviert die *Advanced Failsafe* Einstellungen
- AFS_RC_FAIL_MS = 180000; ist die Zeit in Millisekunden, nach einem Kontaktverlust zur Fernsteuerung, bis die Terminierung ausgeführt wird
- AFS_TERM_ACTION = 42, 42 ist die Antwort auf alles[1] und erlaubt dem Autopiloten daher einen absichtlichen Absturz herbeizuführen

Funktioniert nicht

Nach dem Einstellen der Variablen ist festzustellen, dass mehrere Probleme auftreten.

1. AFS_RC_FAIL_MS nimmt keine Werte über 65.536 an
2. Der Autopilot leitet scheinbar zufällig einen Absturz ein, *ohne* den Kontakt zur Fernsteuerung zu verlieren
3. Der Absturz wird nicht eingeleitet, wenn die Verbindung zur Fernsteuerung getrennt wird
4. Wenn der Kontakt zur Fernsteuerung wieder hergestellt wird, lässt sich der Absturz nicht mehr verhindern

Um diese Probleme zu beseitigen ist es notwendig die Firmware zu modifizieren. In diesem Fall muss der Teil des Codes geändert werden der die *Advanced-Failsafe*-Funktion ausführt.

Um dies zu bewerkstelligen wird zunächst eine Build-Umgebung für die *Pixhawk*-Firmware benötigt.

7.4.1 Compilieren des ArduPilot-Codes für den Pixhawk unter Linux

Ein Linux-System eignet sich am besten um einen *Pixhawk*-Compiler aufzusetzen. Zum einen, da das *NuttX*-Betriebssystem des *Pixhawk* auf Linux basiert und die grundlegenden Programme wie *GCC-Compiler* und *git* bereits nativ verfügbar sind. Am einfachsten gestaltet sich die Einrichtung auf der Linux-Distribution *Ubuntu* da hier ein Skript existiert, welches die Compiler-Installation übernimmt.

Aufsetzen der Build-Umgebung

Generell kann der Anleitung des ArduPilot-Wikis[3] gefolgt werden. Die gesamte Installation und das Compilieren findet in der Linux-Konsole statt, welche mit *Strg-Alt-T* geöffnet werden kann.

Als erstes muss *git* installiert werden.

- `sudo apt-get -qq -y install git`

Falls nicht bekannt ist ob es bereits installiert ist oder um sicherzugehen kann die der *apt-get*-Befehl trotzdem verwendet werden.

Als nächstes kann der Source-Code-Ordner mit *git* herunter geladen werden. Der Ordner wird an den Pfad kopiert der in der Konsole aktiv ist.

- `git clone https://github.com/diydrones/ardupilot.git`

Danach kann das Installationsskript ausgeführt werden, welches die Compile-Umgebung komplett installiert. Die funktioniert nur unter *Ubuntu*.

Die Konsole muss sich immer noch im selben Ordner befinden. Es sollte also mit dem Befehl *ls* der Ordner *ardupilot* sichtbar sein.

- `ardupilot/Tools/scripts/install-prereqs-ubuntu.sh -y`

Zuletzt muss noch der Pfad neu geladen werden.

- `. ./profile`

Die Installation ist damit fertig. Der *ArduPilot*-Code kann nun modifiziert werden. Die meisten wichtigen Module befinden sich unter *ardupilot/libaries*.

Compilieren des Codes

Zum Compilieren des Codes reicht es in den Ordner der gewünschten Plattform wie *ArduPlane* oder *ArduCopter* zu wechseln und das Kommando *make px4-v2* einzugeben. Für den *PX4* müsste man *make px4-v1* eingeben.

- `cd ardupilot/ArduPlane`
- `make px4-v2`

Die Firmware-Datei kann nun auf den *Mission Planner*-Rechner übertragen werden und auf dem *Pixhawk* installiert werden.

7.5 Modifizieren des ArduPilot-Codes

Um die Probleme aus Kapitel 7.4 auf Seite 65 zu beheben müssen im Quellcode des Autopiloten ein paar Änderungen vorgenommen werden.

Als erstes gab es das Problem, dass für die Zeit zwischen Kommunikations-Verlustes zur Fernsteuerung und Terminierung des Fluges maximal 65.536 ms eingestellt werden konnten. Grund dafür ist, dass die Variable der Ausfallzeit ein *unsigned Integer* mit lediglich *16 bit* Größe ist. Dieser muss auf eine Größe von *32-bit* gebracht werden.

```
AP_Float _qnh_pressure;
AP_Int32 _ams1_limit;
AP_Tnt32 _ams1_margin_gps;
AP_Int16 _rc_fail_time;
AP_Int8 _max_gps_loss;
AP_Int8 _max_comms_loss;

bool _heartbeat_pin_value;
// saved waypoint for resu
uint8_t _saved_wp;
```

(a) Original Code

```
AP_Float _qnh_pressure;
AP_Int32 _ams1_limit;
AP_Tnt32 _ams1_margin_gps;
AP_Int32 _rc_fail_time;
AP_Int8 _max_gps_loss;
AP_Int8 _max_comms_loss;

bool _heartbeat_pin_value;
// saved waypoint for resu
uint8_t _saved_wp;
```

(b) Geänderte Variable

Abbildung 7.16: Änderung der RC_FAIL Variable im Header-File unter *ardupilot/libraries/APM_OBC* um größere Zeiten eingeben zu können

Verhindern von ungewollter Terminierung

Wenn der Autopilot einen Absturz einleitet, obwohl der *Advanced Failsafe*-Mode wie auf Seite 65 beschrieben eingerichtet wurde und ohne das die Verbindung zur Fernsteuerung unterbrochen wurde, ist dies ein *DUAL loss failure*. Diese Funktion Terminierte den Flug für den Fall, dass *GPS* und *Mission Planner* ausfallen. Ein abschalten dieser Funktion mit Variablen ist nicht möglich. Um diesen ungewollten Flugabbruch zu verhindern muss der *Terminate*-Befehl für diesen Fall im Code entfernt werden.

```

204     case STATE_DATA_LINK_LOSS:
205         if (!gps_lock_ok) {
206             // losing GPS lock when data link is lost
207             // leads to termination
208             if (!_terminate) {
209                 GCS_MAVLINK::send_statustext_all(MAV_SEVERITY_INFO, "Dual loss TERMINATE");
210                 _terminate.set(1);
211             }
212         } else if (gcs_link_ok) {
213             _state = STATE_AUTO;
214             GCS_MAVLINK::send_statustext_all(MAV_SEVERITY_INFO, "GCS OK");
215             // we only return to the mission if we have not exceeded AFS_MAX_COM_LOSS
216             if (_saved_wp != 0 &&
217                 (_max_comms_loss <= 0 ||
218                  _comms_loss_count <= _max_comms_loss)) {
219                 mission.set_current_cmd(_saved_wp);
220                 _saved_wp = 0;
221             }
222         }
223         break;
224
225     case STATE_GPS_LOSS:
226         if (!gcs_link_ok) {
227             // losing GCS link when GPS lock lost
228             // leads to termination
229             if (!_terminate) {
230                 GCS_MAVLINK::send_statustext_all(MAV_SEVERITY_CRITICAL, "Dual loss TERMINATE");
231                 _terminate.set(1);
232             }
233         } else if (gps_lock_ok) {
234             GCS_MAVLINK::send_statustext_all(MAV_SEVERITY_INFO, "GPS OK");
235             _state = STATE_AUTO;
236             // we only return to the mission if we have not exceeded AFS_MAX_GPS_LOSS
237             if (_saved_wp != 0 &&
238                 (_max_gps_loss <= 0 ||
239                  _gps_loss_count <= _max_gps_loss)) {
240                 mission.set_current_cmd(_saved_wp);
241                 _saved_wp = 0;
242             }
243         }
244         break;

```

Abbildung 7.17: Die Bedingungs-Blöcke für die *DUAL loss*-Termination, hier muss der rot umrandete Terminate-Befehl entfernt werden um ein ungewolltes Abstürzen zu verhindern

Diese Änderung sollte ausreichen, um ein ungewolltes Eingreifen der Terminate-Funktion zu verhindern. Zusätzlich kann noch der *send_statustext_all*-Befehl entfernt werden damit das Message-Fenster des *Mission Planner* nicht mit falschen Absturz-Meldungen gefüllt wird.

Ermöglichen von gewollter Terminierung

Sollte die Terminierung nach Verbindungsverlust nicht funktionieren, liegt das daran, dass diese Funktion ursprünglich nur für den Manuellen Flug gedacht war. Ein *if-Bedingung* verhindert hier das Terminieren im Auto-Mode. Die Klammer mit dieser Bedingung muss entfernt werden. Diese findet man in

der *APM_OBC.cpp* unter *ardupilot/libaries/APM_OBC*.

```

139     // check for RC failure in manual mode
140     if (_state != STATE_PREFLIGHT &&
141         (mode == OBC_MANUAL || mode == OBC_FBW) &&
142         _rc_fail_time != 0 &&
143         (AP_HAL::millis() - last_valid_rc_ms) > (unsigned)_rc_fail_time.get()) {
144         if (!_terminate) {
145             GCS_MAVLINK::send_statustext_all(MAV_SEVERITY_INFO, "RC failure terminate");
146             _terminate.set(1);
147         }
148     }
149 
```

Abbildung 7.18: Die rot umrandete Bedingung muss entfernt werden, damit ein Flug-Abbruch in jedem Flug-Modus möglich ist

Rückgängig machen gewollter Terminierung

Sollte der Flug-Abbruch eingesetzt haben und die Verbindung zu Fernsteuerung stellt sich wieder her, kann der Absturz in keinem Fall verhindert werden. Damit der Vollausschlag der Ruderflächen aber wieder rückgängig gemacht werden kann, falls die Verbindung wieder da ist, muss der Code in der *APM_OBC.cpp* ergänzt werden. Für diesen Fall wurde unter die *if-Bedingung*, die den Absturz auslöst, eine zusätzliche hinzugefügt.

```

// recover RC Terminate
if (_terminate &&
    _rc_fail_time != 0 &&
    (hal.scheduler->millis() - last_valid_rc_ms) < (unsigned)_rc_fail_time.get()) {
    GCS_MAVLINK::send_statustext_all(PSTR("RC recovered from Terminate"));
    _terminate.set(0);
} 
```

Abbildung 7.19: *if-Bedingung*, die die Absturz-Einleitung, bei RC-Verbindung Rückgängig macht

Bei dieser Bedingung wird kontrolliert, ob ein Terminate-Befehl gegeben wurde und ob eine Verbindung zur Fernsteuerung besteht. Sollte beides zutreffen werden die Ruder wieder frei gegeben und eine Text-Meldung meldet im *Mission Planner*, dass der Terminate-Befehl abgebrochen wurde.

Sobald alle notwendigen Änderungen durchgeführt wurden, kann die Firmware Compiliert werden. Diese kann dann mit dem *Mission Planner* auf den *Pixhawk* geladen werden.

Nach dem Laden einer modifizierten Firmware sollte überprüft werden ob der Autopilot noch einwandfrei funktioniert.

7.6 Automatisches Starten und Landen

7.6.1 Start

Das Grundprinzip für den autonomen Start funktioniert für den Autopiloten wie folgt. Der Autopilot stellt den maximalen Schub ein und steigt bis eine vorgegebene Höhe erreicht ist. Um einen autonomen Start auszuführen muss ein *NAV_TAKEOFF* Kommando in der Wegpunktliste hinzugefügt werden, üblicher Weise als ersten Punkt. Für dieses Kommando sind in der Wegpunkttafel zwei Parameter einzustellen. Erstens der minimale Pitch-Winkel und zweitens die Höhe bei der der Start abgeschlossen ist. Für den Pitch haben sich Werte zwischen 10° und 15° bewährt. Die Höhe ist abhängig von Mission, Gelände und Flugplattform, aber eine Höhe von 40 m ist generell sinnvoll.

Während des Starts hält der Autopilot einen maximalen Roll-Winkel der in der Variable *LEVEL_ROLL_LIMIT* hinterlegt wird. Dies verhindert scharfe Rollen beim Start, durch welche die Flügel den Boden berühren würde.

Das Flugzeug startet in die Richtung in die das Flugzeug zeigt wenn auf den Flugmodus *AUTO* gestellt wird.

7.6.1.1 Bungee Launch

Der Start des Motors, beim Start mit dem Gummi-Seil wird von drei Parametern beeinflusst. *TKOFF_THR_MINACC* ist die minimale Beschleunigung bei der der Motor aktiviert wird. *TKOFF_THR_MINSPD* ist die minimale Geschwindigkeit bei der der Motor aktiviert wird. *TKOFF_THR_DELAY* ist die Zeit zwischen erreichen der mindest Forderungen *TKOFF_THR_MINACC* und *TKOFF_THR_MINSPD* und dem aktivieren des Motors. Dieser Wert ist besonders bei Push-Propellern notwendig um ein Beschädigen des Seils zu verhindern. Daher bei dieser Flugplattform nicht unbedingt benötigt. Außerdem sollte die Variable *TECS_PITCH_MAX* überprüft werden da diese den Pitch-Winkel im autonomen Flug kontrolliert.

Generell können bei den oben genannten Werten, die Standardwerte aus dem Autopiloten verwendet werden.

7.6.2 Landen

Die autonome Landung ist wie der autonome Start, Teil des Mission-Plans.

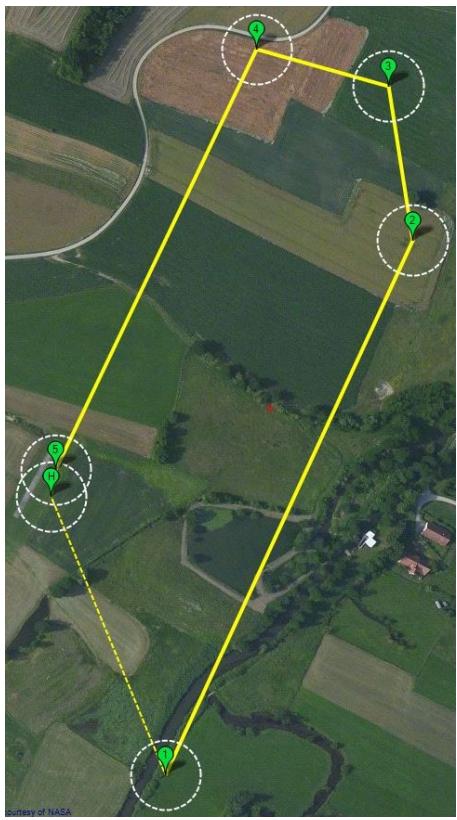
Um die Flugplattform zu Landen muss ein *NAV_LAND* Befehl gesetzt werden. Dieser stellt Latitude, Longitude und Höhe des geplanten Touchdown Points dar. Die Höhe ist in den meisten Fällen auf null zu setzen.

7.6.2.1 Planung des Landeanflugs

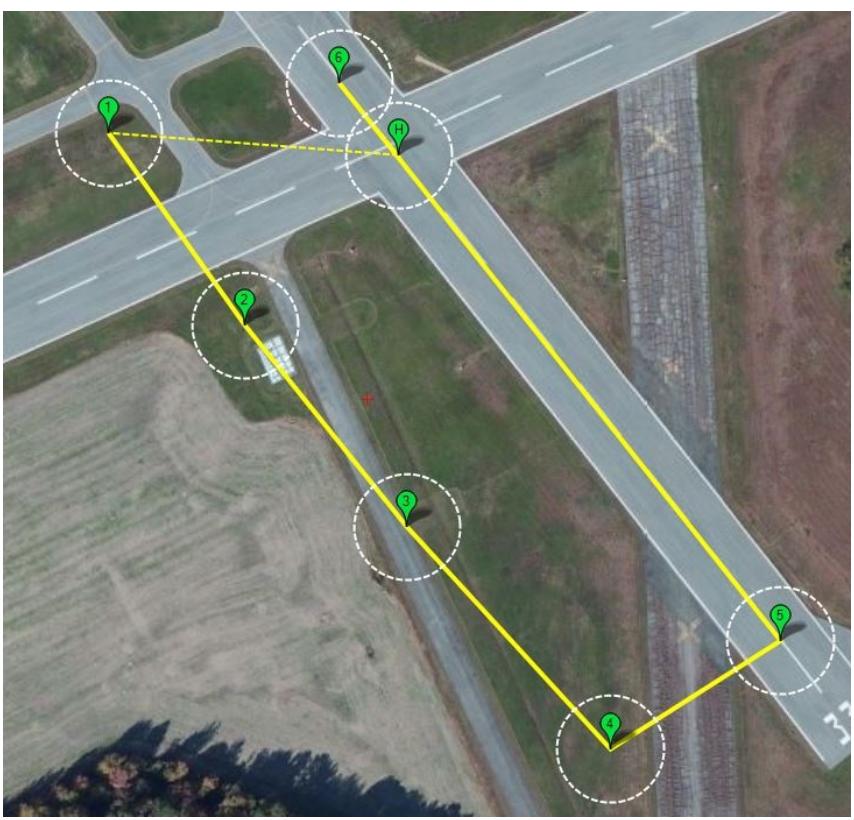
Bei der Wegplanung für den Landeanflug müssen einige Punkte beachtet werden. Der letzte Weg-Punkt vor dem Touchdown-Punkt gibt die Richtung fest in die gelandet wird. Außerdem wird mit dem letzten Punkt der Winkel des *Glide Slope* festgelegt. Ein guter Erfahrungswert aus der ArduPilot-Dokumentation ist ein *Glide Slope* von 10% was einem Winkel von 5,7° entspricht. Dieser Winkel funktioniert für die Flugplattform für den Fall, dass keine Thermik herrscht. Falls Thermik oder Rückenwind herrscht ist ein *Glide Slope* von 5% - 7,5% zu verwenden. Dies wurde bei mehreren Flugtests festgestellt, als der Flieger weit über den Touchdown-Punkt hinaus geschossen ist, da sich die nötige Sinkgeschwindigkeit nicht einstellen konnte. Grund für die nicht ausreichende Sinkgeschwindigkeit war die gute Gleitzahl der Flugplattform.

Bei den autonomen Landungen haben sich folgende Einstellungen für den letzten Wegpunkt bewährt.

- 300 m - 600 m vor dem Touchdown-Punkt
- 20 m - 40 m Höhe über Grund



(a) Landeanflug in Pfaffenhofen



(b) Landeanflug auf der AUVSI-Competition

Abbildung 7.20: Beispiele für die Wegpunktplanung bei Landeanflügen

7.6.2.2 Einstellen des Landeparameter

Der Abfangbogen, beziehungsweise *Flare* und die Landegeschwindigkeit werden durch fünf Parameter kontrolliert.

- *LAND_FLARE_ALT* Mindesthöhe für den Flare
- *LAND_FLARE_SEC* Zeit bis zum Boden vor der Flare-Einleitung
- *LAND_PITCH_CD* Mindest-Anstellwinkel während des Flare
- *TECS_LAND_ARSPD* Ziel-Landegeschwindigkeit
- *TECS_LAND_SPDWGT* Priorität der Höhe zur Geschwindigkeit

LAND_FLARE_SEC ist der Primäre Parameter für die Einleitung des Abfangbogens. Er gibt die Zeit in Sekunden an bevor der Flieger mit der aktuellen Sinkgeschwindigkeit auf dem Boden Aufschlagen würde. Zu der eingestellten Zeit leitet der Flieger den Flare ein. Wenn beispielsweise das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von 2 m/s sinkt und der *LAND_FLARE_SEC* auf 3 gesetzt wurde, würde der Autopilot bei 6 m Höhe den Abfangbogen einleiten.

LAND_FLARE_ALT gibt an ab welcher minimalen Höhe über Grund, der Autopilot den Flare einleitet. Es tritt die Bedingung in Kraft, welche als erstes erreicht wird.

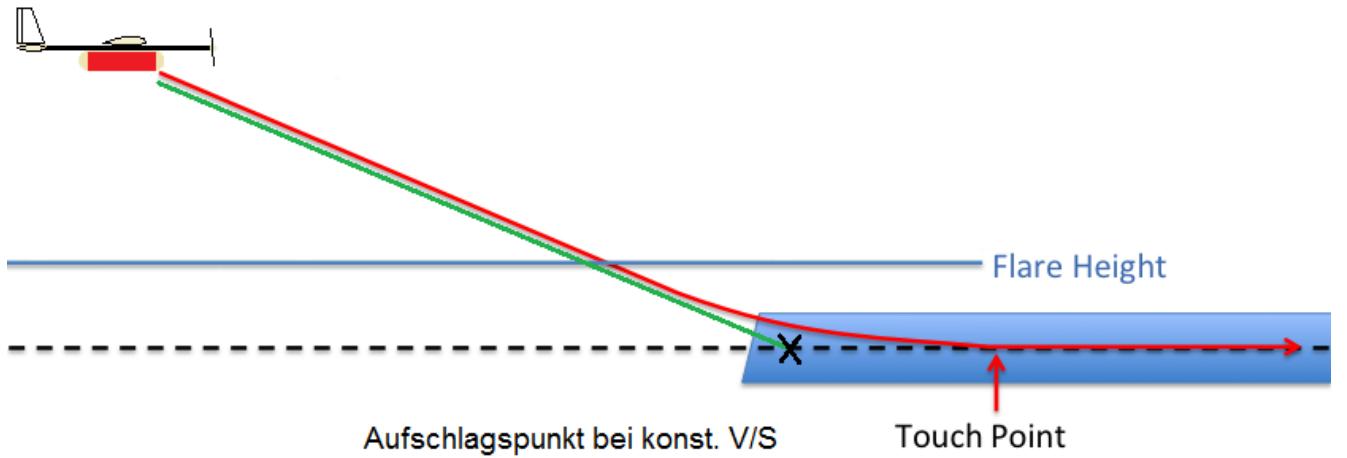


Abbildung 7.21: Graphisch Darstellung der Sink-Phase und des Abfangbogens

LAND_PITCH_CD setzt den minimalen Pitch-Winkel in hundertstel Grad im Flare-Modus und soll vermeiden, dass die Nase beim Landen zu weit nach unten zeigt. Ein Wert von 500 ist hier in Ordnung, sollte aber je nach Bauzustand angepasst werden.

TECS_LAND_ARSPD ist die Geschwindigkeit, bei der der Autopilot versucht zu Landen, diese ist beim neuesten Flügelsatz am höchsten. Um die Höhe und die Geschwindigkeit beim Landen abzustimmen wird der *TECS_LAND_SPDWGT* Parameter verwendet. Er liegt zwischen null und zwei. Null bedeutet,

dass die Höhe gehalten wird, ungeachtet der Geschwindigkeit. Zwei bedeutet dass die Geschwindigkeit gehalten wird, ungeachtet der Höhe. Standardmäßig ist dieser Wert eins, was eine Balance zwischen Höhe und Geschwindigkeit bewirkt. Werte gegen null erhöhen die Genauigkeit des Landepunktes. Werte gegen zwei helfen, Modelle mit höheren Gleitzahlen besser zu landen.

Dieser Wert ist bei der aktuellen Flugplattform stark Witterungsabhängig und sollte daher bei wahrnehmbarer Thermik oder Rückenwind deutlich gegen zwei gehen.

Variable	Erfahrungswert
<i>LAND_FLARE_ALT</i>	3 - 4 [m]
<i>LAND_FLARE_SEC</i>	2 - 3 [Sekunden]
<i>LAND_PITCH_CD</i>	500 [$^{\circ}$ /100]
<i>TECS_LAND_ARSPD</i>	12 - 14 [m/s]
<i>TECS_LAND_SPDWGT</i>	1,1 - 2,0 [-]

Tabelle 7.1: Erfahrungswerte für die Landeparameter

Kapitel 8

Praktischer Einsatz der Flugplattform

Mit der Flugplattform wurden von Anfang an immer wieder Flugtests durchgeführt, um zu gewährleisten, dass gemachte Änderungen sicher funktionieren. Geflogen wurde auf dem Modellflugplatz bei Pfaffenhofen.

8.1 Rechtliche Rahmenbedingungen

Zum Betrieb einer Flugplattform die zu autonomen Flug fähig ist, gelten im Gegensatz zu klassischen Modellflugzeugen, zusätzliche Regelungen. Diese Regelungen finden sich im Luftverkehrsgesetz sind aber eher provisorisch, als vollständig. Die Regulierung unbemannter Flugsysteme und deren Integration in den Luftraum Europas, hat sich der *UAV DACH Verband*[10] zum Ziel gesetzt. Seine Mitgliedern kommen aus den Bereichen Forschung, Entwicklung, Hersteller, Anwender, Nutzer, Dienstleister und aus Vereinen.

Unbemannten Flugsystemen unterscheiden sich nach den bestehenden Regelungen von Modellfliegern. So dienen Modellflugzeuge der Sport und Freizeitgestaltung. Alle sonstigen Nutzungsarten, vor allem die Gewerblichen fallen in die Kategorie der unbemannten Luftfahrtsysteme.

Unbemannte Luftfahrtsysteme gliedern sich in Deutschland in mehrere Unterkategorien.

1. Systemen bis 5 kg und Elektroantrieb
2. Systeme bis 25 kg mit Elektro- oder Verbrennungsantrieb
3. Systeme ab 25 kg oder fliegen außerhalb der Sichtweite

Unbemannten Luftfahrtsysteme benötigen eine Aufstiegserlaubnis welche bei den Behörden beantragt werden muss. Für die einzelnen Kategorien gelten verschiedene Anforderungen.

1. Allgemeine Aufstiegserlaubnis, bis zu zwei Jahre gültig
2. Einzelfall bezogene Erlaubnis mit Freigabe des Luftraumes durch zuständige Behörde
3. In Deutschland grundsätzlich verboten

Die aktuelle Flugplattform für den AUVSI-Wettbewerb fällt in die erste Kategorie. Es wurde bereits eine allgemeine Aufstiegserlaubnis beantragt und erteilt. Voraussetzung dafür war unter anderem der Nachweis einer ausreichenden Haftpflichtversicherung. Außerdem muss ein Flugbuch geführt werden, in dem jeder einzelne Flug vermerkt wird.

8.2 Hardware in the Loop

Testflüge dienen vor allem der Sicherstellung der Funktion des Flugsystems. Um hierbei dem Verlust von Material vorzubeugen, wurde nach Möglichkeit ein *HIL*-Test¹ durchgeführt.

Im *Hardware in the Loop* Modus wird die echte Flugplattform und ihren Sensoren als Modell simuliert während es vom Autopiloten gesteuert wird. Zur Simulation wird die Flugsimulations-Software *X-Plane 9* verwendet, da dies der realistischste Flugsimulator ist. Außerdem besteht die Möglichkeit sich ein Flugmodell komplett selbst zu erstellen. Dazu dient der bei *X-Plane* enthaltene *Planemaker*. Als Autopiloten-Hardware wird der *ArduPilot* verwendet, da eine spezielle HIL-Firmware benötigt wird und diese für den *Pixhawk* noch nicht existiert.

Für die HIL-Simulation müssen zunächst die beiden Programme *X-Plane 9* und *Mission Planner* gestartet werden. Auf dem *ArduPilot* muss nun die HIL-Firmware installiert werden², wenn dies nicht bereits geschehen ist. Der Autopilot wird nun per *USB* an den PC angesteckt und mit dem *Mission Planner* connected. Unter dem Reiter *Simulation* können alle notwendigen Einstellungen vorgenommen, die Parameter beobachtet und die Simulation gestartet werden. Erste wichtige Einstellungen sind die *Erweiterten IP Einstellungen* hier müssen die IPs 127.0.0.1 betragen³, der Port des SIM PC ist in der Regel 40000 und der Port des Planner PCs 49005. Sollten die Ports geändert werden müssen die Ports auch in *X-Plane* unter *Netzwerkverbindungen | UDP Port* geändert werden.

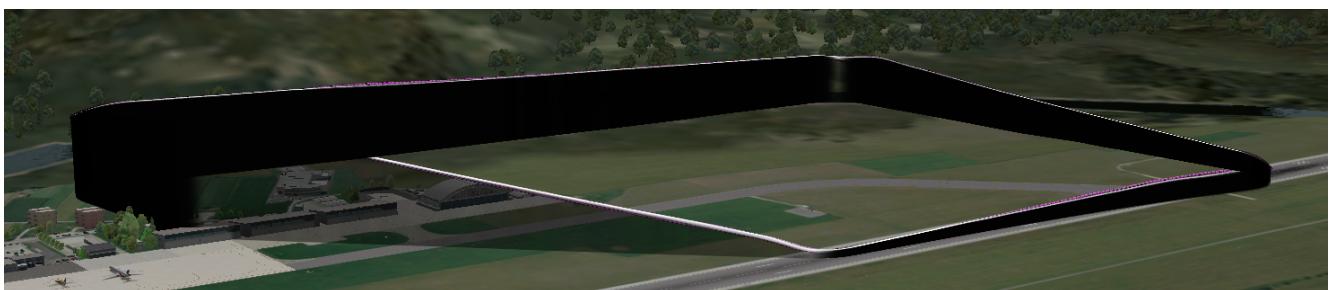


Abbildung 8.1: Mehrmals abgeflogener Flugpfad in *X-Plane* sichtbar gemacht durch drücken von 'o'. In den Kurven ist ein abfallen der Höhe zu erkennen, dies lässt sich durch Anpassen von *TECS_RLL2THR* behebbar

¹Hardware in the Loop

²Installieren von Firmware auf Seite 59

³Außer es wird auf mehreren Rechnern gearbeitet

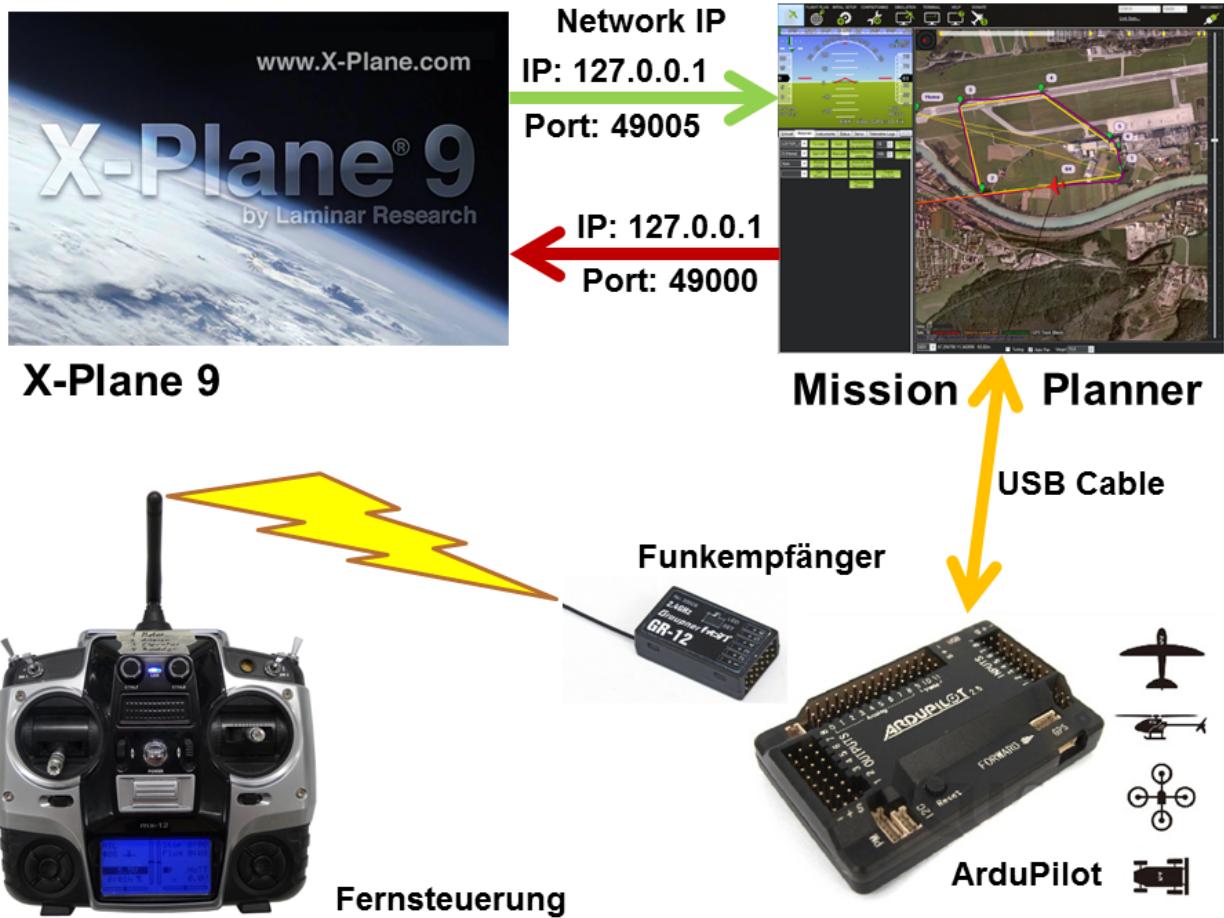


Abbildung 8.2: Schematischer Aufbau eines HIL-Setups

Als Simulations-Software sollte im *Mission Planner* *X-Plane* eingestellt werden. Per *Sim Link Start/Stop* kann die Simulation gestartet werden. Die Gains sollten nun so eingestellt werden, dass bei einem manuellen Vollausschlag der zugehörige *Ardupilot Ausgang* knapp unter 1,000 liegt. Bei der GPS-Wiederholrate hat sich ein Wert von 100 - 500 bewährt.

Wie sich nach mehreren Versuchen herausgestellt hat, ist *X-Plane 10* noch nicht für die HIL-Simulation geeignet, da hier die Kommunikation zum *Mission Planner* anders aufgebaut ist und aus diesem Grund nicht richtig funktioniert.

Für die Simulation wurde von einer Studentengruppe im Rahmen einer Projektarbeit ein Modell der Flugplattform für *X-Plane* erstellt. Es wurden fünf Versionen erstellt wobei die fünfte Version am ehesten den realen Flugeigenschaften entspricht. Sehr wichtig bei der Erstellung eines Flugmodells ist es die Ruderwege richtig zu implementieren, da bereits kleinste Ruderausschläge einen Effekt haben, sei es im Simulator oder in der Realität.



Abbildung 8.3: Simulations-Fenster während einer Simulation

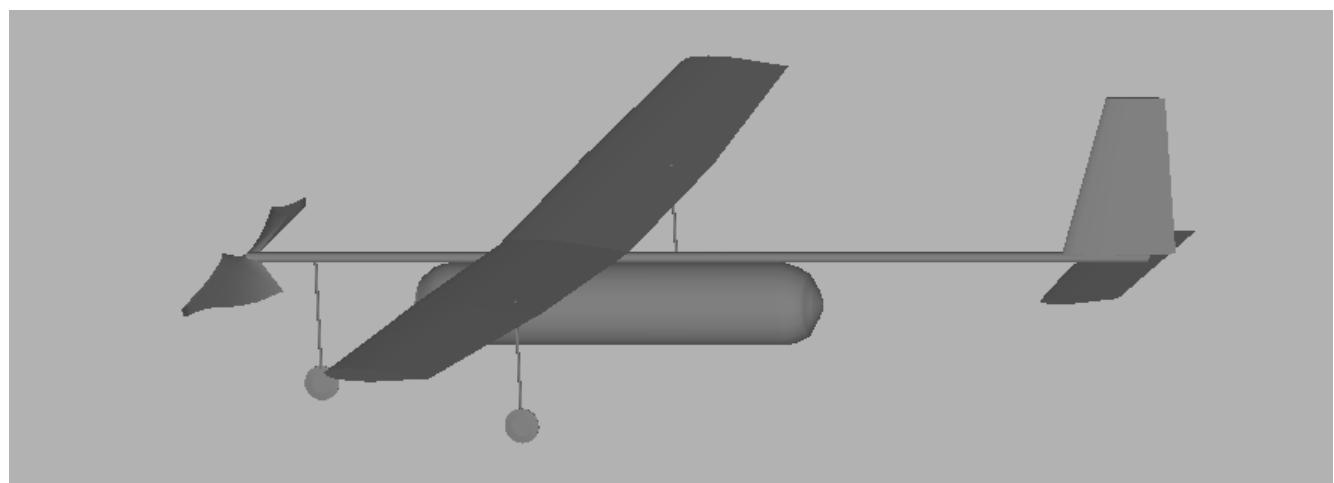


Abbildung 8.4: X-Plane Modell des AUVSI-Fliegers mit dem realen Modell entsprechenden Flugeigenschaften

8.3 Praktischer Flug

Alle realen Flüge fanden auf dem Gelände des Modellflugclubs Pfaffenhofen statt, da ein Student des AUVSI-Teams dort Mitglied ist und dort die Funktion des Flugleiters ausüben kann.

Aufgrund des großen Aufwandes ist für einen solchen Flugtest ein kompletter Tag einzuplanen. Alle Systeme sollten am Tag vor dem Flug getestet werden. Nach erfolgreicher Funktionsprüfung werden alle Systeme und Teile in die dafür vorgesehenen Aluminium-Boxen gepackt und alles Notwendige für die Fahrt zum Flugplatz vorbereitet. Letzteres ist nicht immer mit der notwendigen Gründlichkeit geschehen, was einige male dazu geführt hat, das auf dem Platz noch Reparatur-Arbeiten nötig waren.



Abbildung 8.5: Gelände des Modellbauclubs Pfaffenhofen, in der Hütte war die Groundstation aufgebaut



Abbildung 8.6: Verschiedene Ziele beim Überflug über den Modellflugplatz

Für die Belange der Informatiker wurden sehr viele Bilder aufgenommen für die Ziele gefertigt wurden. Ziel war anfangs das Aufnehmen der Bilder zu optimieren.

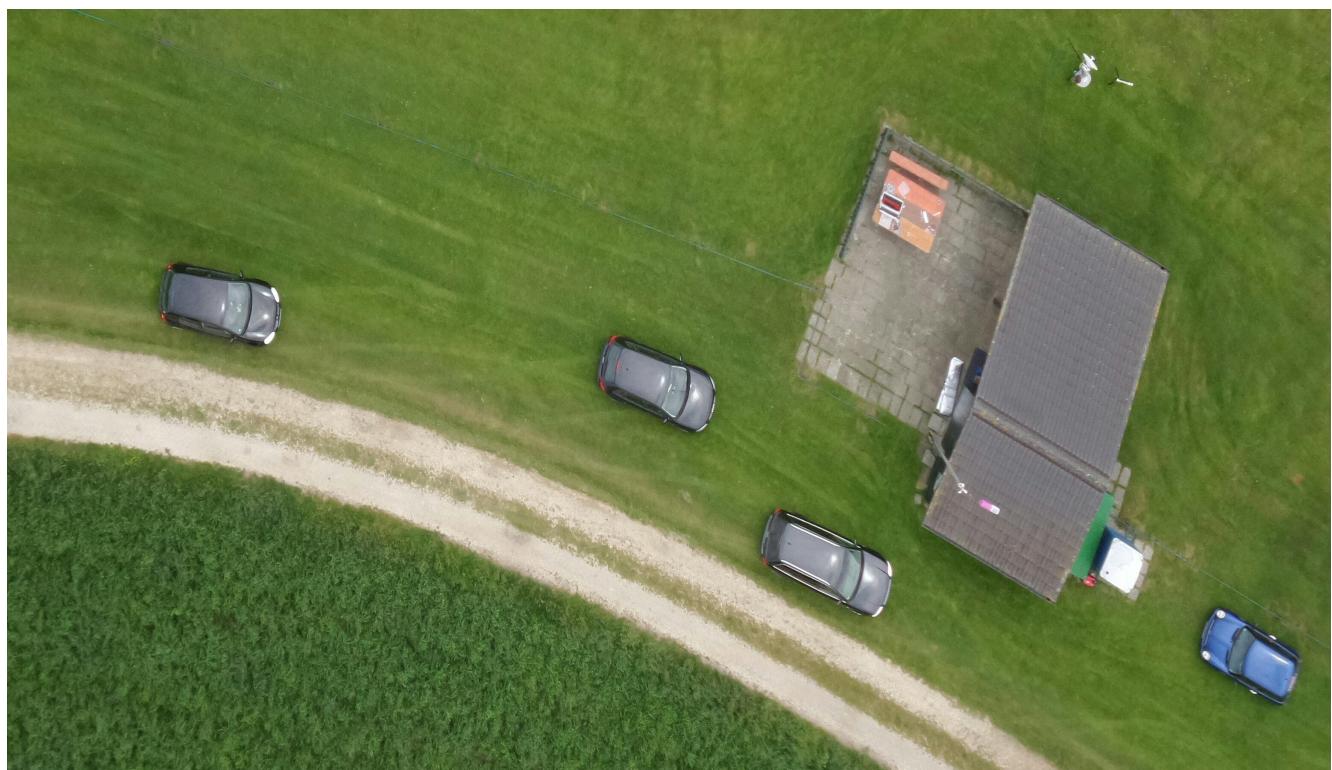


Abbildung 8.7: Bild der Hütte inklusive Equipment aufgenommen bei einem nicht beabsichtigtem Überflug

8.4 Teilnahme am AUVSI SUAS Wettbewerb

Der Wettbewerb begann offiziell am 17ten Juni, das Team reiste aber bereits früher an, da der Ankunftsflughafen in Philadelphia lag. Um das komplette Material wie Flugplattform und Groundstation in die USA zu transportieren wurden die vier Aluminium-Kisten auf das Team verteilt. Bei einer Kiste teilten sich je zwei Team-Mitglieder einen Koffer für Gepäck, so dass einer die Kiste als Gepäck aufgeben konnte. Die Lithium-Polymer-Akkus wurden als Handgepäck mitgenommen, immer nur ein Akku pro Person. Durch diese Aufteilung gab es keinerlei Probleme mit der Airline. Wichtig ist, dass bei Fragen über das Gepäck, die Fragen beantwortet werden, als handele es sich um gewöhnliches Privatgepäck.

Im Vorfeld wurde das *Journal Paper* erstellt und eingereicht. Eine kurzes technischen Dokument in welchem das Flugsystem und die Groundstation beschrieben wird. Es dient der Jury dazu einen Überblick über das System zu erhalten und zu erkennen, ob und welche Gedanken sich das Team bei der Entwicklung gemacht hat. Hier belegte das Team den 12ten Platz

Am ersten Tag des Wettbewerbs gab es einen Empfang, auf dem der genaue Zeitablauf bekannt gegeben wurde. Am Donnerstag den 18ten Juni fanden die mündlichen Präsentationen statt. Hier wurde nur der 17te Platz erreicht. Grund dafür ist, dass die Präsentation der Jury hauptsächlich dazu dient, um heraus zu finden wie Sicher das System ist. In der Präsentation wurden aber zu viele technische Details angeprochen.

Am Freitag den 19ten Juni fanden bei angenehmen und leicht bewölktem Wetter, die Flugvorführungen statt. Nachdem gegen Mittag ein Wetterumschwung befürchtet wurde, der aber nicht eintrat, war das Münchener Team an der Reihe. Der Aufbau ging schnell und der Flieger war bald in der Luft um seine Mission zu erfüllen. Während des Aufbaus gab es allerdings bereits das erste Problem. Das Abwurf-Ei war aufgrund einer Bleifüllung zu schwer, konnte aber kurzfristig durch ein Ersatz-Ei ausgetauscht werden, welches den Ansprüchen der Jury genügte. Ein weiteres Problem trat während des Fluges auf. Die *433 MHz*-Telemetrie-Verbindung wurde kurzzeitig instabil und fiel in einen Notfallmodus indem keine neuen Wegpunkte mehr in die Flugplattform geladen werden konnten. Diese wurde dann in einen *UNLIMITED_LOITER*-Modus gesetzt indem sie unendlich Kreise zieht. Während des Kreiseziehens, konnte die Telemetrie-Verbindung am Boden neu gestartet werden. Nach diesem Reset war alles wieder funktionstüchtig. Der Droptask wurde einwandfrei ausgeführt und die *Search Area* komplett abgeflogen. Für die *IR-Tasks* und das *Emergent Target* war aufgrund des Telemetrieausfalls leider keine Zeit mehr. Durch manuelles versetzen der Wegpunkte konnte während der Mission auch dem *Static Obstacle* ausgewichen werden. Nach dem hochladen des Landeanfluges in den Autopiloten konnte zuletzt eine perfekte autonome Landung erfolgen.

Die Wegpunkte für den Start, den *Droptask* und die Landung wurden am Vorabend bereits erstellt und während des Fluges zum richtigen Zeitpunkt in die Flugplattform geladen.

In der Flugvorführung konnte sich das Team einen hervorragenden siebten Platz ergattern, was zu einer Gesamtplatzierung auf den achten Platz gesorgt hat. Außerdem wurden elf *Prize Barrels* durch erfüllte Aufgaben verdient was ein Preisgeld von 2400 US-Dollar ergab.



Abbildung 8.8: Das AUVSI Hochschulteam auf dem Wettbewerb, während der Flugvorführung

Prize Barrels																				
Rank	School	Barrels	Participation	Successful Flight	Auto Takeoff	Auto Nav	Auto Landing	Locate/Classify Target	ORC Target	Secret Message	Auto Target Classify	Actionable Intel	Off Axis Target	Emergent Target	Auto SRIC Upload	IR Targets	Air Drop	Interoperability	SDA Stationary Object	SDA Moving Object
8	Munich University of Applied Sciences, Team SAM	11	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y	Y		

Abbildung 8.9: Diese Prize Barrels hat das Münchener Team gewonnen



Abbildung 8.10: Abschlussfoto auf dem Wettbewerb mit allen Teams

Kapitel 9

Fazit und Ausblick

Bei der erfolgreichen Teilnahme an der *AUVSI SUAS Competition 2015* hat das AUVSI-Team mit der unbemannten Flugplattform eine sehr gute Leistung gezeigt. Während der Entwicklung des Flugzeuges und der Groundstation konnten die Studenten viele wertvolle Erfahrungen sammeln, welche sich nicht nur auf technische Belange beschränken.

So war das Vorgehen bei der Entwicklung bisher davon geprägt, dass Teilsysteme grob vorausgelegt wurden und Details nach Möglichkeit aus der Erfahrung einzelner Mitglieder ergänzt wurden. Dies hat bei einigen Teilen zu einer hohen Zahl an Revisionen geführt.

Für die weitere Entwicklung ist es von Vorteil, Teilsysteme detaillierter zu entwerfen beziehungsweise zu berechnen. Hierfür bietet das *Labor für Systemtechnik* zahlreiche Entwicklungshilfen, wie *FEM*-Software zur Optimierung von Strukturen oder eine umfassende *Hardware in the Loop*-Umgebung. So könnten beispielsweise nach einer Aerodynamik-Auslegung neuer Flügel die Komplette Flugplattform in *X-Plane* HIL-Simuliert und mit dem Autopiloten kombiniert werden bevor irgendetwas gebaut wird. Auf diese Weise ließe sich nicht nur die Aerodynamik testen, sondern auch der *DropTask* oder das Kamerasystem. Bei letzterem könnten die Ziele als Textur in *X-Plane* eingebunden werden, während auf einem großen Bildschirm die Sicht nach unten aus dem virtuellen Flugzeug dargestellt wird. Die echte Kamera kann, vor dem Bildschirm montiert, nun diese virtuellen Bodenbilder auswerten. Bis zu diesem Schritt wäre immer noch kein gebautes Flugzeug notwendig, aber es wäre bereits eine gute Evaluation des Systems vorhanden.

Durch den modularen Aufbau und die zuverlässige Funktion der Flugplattform ist deren Verwendung in anderen Projekten nicht nur geplant sondern mittlerweile bereits durchgeführt worden. So wurde das UAV im November für 3D-Vermessungen im Ecuadorianischen Regenwald verwendet was im nächsten Jahr wiederholt werden soll. Durch eine Erweiterung um ein zusätzliches Flügelsegment soll die Flugplattform in Zukunft nach belieben in der Größe variiert werden. So gäbe es dann eine Konfiguration mit insgesamt vier Segmenten wie bisher und eine zweite Variante mit fünf Segmenten und Zwei Kohle-rröhrrümpfen in Doppel-Rumpf-Anordnung. Letztere Version wäre auch in der Lage größere Lasten wie einen Laserscanner zu Tragen.

Weitere geplante Einsätze der Flugplattform im Jahr 2016 sind, die *AUVSI SUAS Competition 2016*, ein Vermessungseinsatz in *Tschernobyl* und ein weiterer Vermessungseinsatz in *Ecuador*.

Literatur

- [1] Douglas Adams. *The Hitchhiker's Guide to the Galaxy*. Del Rey, 1979.
- [2] US Airways. *Gepäckbestimmungen*. http://www.usairways.com/de-DE/travel-information/baggage_policies/default.html, 2015.
- [3] OpenSource-Dokumentation Autor unbekannt. *Building ArduPilot for Pixhawk/PX4 on Linux with Make*. http://dev.ardupilot.com/wiki/building_px4_for_linux_with_make/.
- [4] OpenSource-Dokumentation Autor unbekannt. *Roll, Pitch and Yaw Controller Tuning*. <http://plane.ardupilot.com/wiki/roll-pitch-controller-tuning/>.
- [5] John M. Corrigan John J. und Morriss. *LOW-SPEED AERODYNAMICS From Wing Theory to Panel Methods*. McGRAW-HILL SERIES IN AERONAUTICAL AND AEROSPACE ENGINEERING. KATZ und PLOTKIN, 1991.
- [6] Lanitz-Prena Folien Factory GmbH. *Oracover, Verarbeitungsanleitung*. https://www.oracover.de/downloads/D_Oracover.pdf.
- [7] Klaus W. Kark. *Antennen und Strahlungsfelder*. Springer Vieweg, 2014.
- [8] OpenSource-Dokumentation Oborne Michael und andere. *Mission Planner Home*. <http://planner.ardupilot.com/>.
- [9] Hartmut Siegmann. *Tragflügel in Sandwichbauweise mit Holzbeplankung*. <http://aerodesign.de/design/positivbauweise.htm>, 2002.
- [10] UAV DACH e.V. http://www.uavdach.org/Home/uav_dach.htm.