

# TECHNISCHE UNIVERSITÄT MÜNCHEN

## Abschlussbericht

<b>Zuwendungsempfänger</b> Technische Universität München (TUM)	<b>Förderkennzeichen</b> 20Y1705C
<b>Vorhabensbezeichnung</b> Elektrische Primärsteuerung im Unbemannten Coaxialrotor-Hubschrauber – EPUCOR – Automatische Flugsteuerung	
<b>Laufzeit des Vorhabens:</b> 01.04.2019 ... 31.12.2023	
<b>Berichtszeitraum</b> 01.04.2019 ... 31.12.2023	

### Berichterstatter

Lukas Maier (Mitarbeiter TUM-HT)  
Aaron Barth (Projektleiter TUM-HT)  
Barzin Hosseini (Projektleiter TUM-FSD)  
Julian Rhein (Mitarbeiter TUM-FSD)  
Franz Sax (Mitarbeiter TUM-FSD)

### Ausführende Stellen

Technische Universität München  
Lehrstühle für Hubschraubertechnologie und Flugsystemdynamik  
Bolzmannstraße 15  
85748 Garching

Garching, 28.06.2024

---

## Inhaltsverzeichnis

1	Aufgabenstellung .....	9
2	Voraussetzungen .....	10
3	Planung und Ablauf .....	14
4	Wissenschaftlicher und technischer Stand .....	17
5	Zusammenarbeit .....	21
6	Wissenschaftlich-technische Ergebnisse .....	22
6.1	HAP 100 Konzept und Anforderungsdefinition .....	22
6.1.1	AP110 Zielstellung und Lastenheft .....	22
6.1.2	AP120 Sicherheits- und Degradationskonzept .....	22
6.1.3	AP130 Sicherheitskonzept Flugbetrieb .....	22
6.1.4	AP140 System und Subsystem Requirements .....	23
6.1.5	AP150 Vergleichsstudie Steuerungsarchitekturen, Auswahl .....	23
6.2	HAP300: Flugregelung, AFCS .....	23
6.2.1	AP310: Flugmechanisches Modell und Simulation .....	23
6.2.2	AP311 Systemtests, Synchronisation und Kalibrierung der Messinstrumentierung .....	26
6.2.3	AP312 Bemannte Flugversuche für Systemidentifikation .....	31
6.2.4	AP313 Systemidentifikation und Parameterschätzung .....	34
6.2.5	AP314 Entwicklung eines Simulators für Pilotentraining .....	38
6.2.6	AP315 Implementierung der Algorithmen für die Analyse der Flugdynamik .....	40
6.2.7	AP330: Reglerentwicklung .....	41
6.2.8	AP340 /350 Definition und Auslegung AFCS Hardware .....	46
6.2.9	AP360 Software RT-Betriebssystem .....	49
6.2.10	AP370 Komponentenfertigung/-beschaffung el. Hardware und Sensorik .....	50
6.3	HAP400: Datenlink, Missionsmanagement, Engineeringstation .....	58
6.3.1	AP410 Umsetzung Missions- und Sicherheitsmanagement .....	58
6.3.2	AP420 Definition Datenkommunikation .....	62
6.3.3	AP430 Datenlink ( <i>Down-/Uplink</i> ), Datenaufzeichnung .....	64
6.3.4	AP440 Auslegung/Adaption bordseitige Systeme .....	65
6.3.5	AP450: Auslegung/Adaption Engineeringstation .....	67

---

6.3.6	AP460: Software-Adaption und Programmierung .....	69
6.4	HAP500: Komponenten- und Systemerprobung .....	71
6.4.1	AP530: Funktionstest AFCS mit Flugregler.....	71
1.1.1	AP540: Funktionstest Sicherheitsmanagement .....	74
6.4.2	AP550 Funktionstest Datenlink und Engineeringstation.....	78
6.4.3	AP560: Gesamtsystemerprobung im Labor.....	78
6.5	HAP600: Systemintegration und Test auf Versuchsträger .....	80
6.5.1	AP620: Integration in den Versuchsträger .....	80
6.5.2	AP621: Fernpilotentraining .....	82
6.5.3	AP630: Bodenversuche .....	83
6.5.4	AP640: Flugversuche.....	86
7	Nutzen und Verwertbarkeit.....	89
8	Fortschritt bei anderen Stellen .....	90
9	Veröffentlichungen, Vorträge .....	92
I.	Literatur.....	93

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1-1: Skizze des CoAX 2D Hubschraubers .....	9
Abbildung 2-1 - Instrumentierter Flugversuchsträger CoAX 2D im Vorhaben CURoT .....	12
Abbildung 2-2 - Rotorcraft Simulation Environment (ROSIE) .....	13
Abbildung 2-3 - AREA Forschungshubschrauber.....	14
Abbildung 3-1: Ursprünglicher Projektstrukturplan der TUM in EPUCOR.....	15
Abbildung 3-2: Änderungen am Projektstrukturplan der TUM durch die Aufstockung 2021 .....	16
Abbildung 3-3: Balkenplan der TUM im Projekt EPUCOR nach der Aufstockung 2021 .....	17
Abbildung 4-1: Gyrodyne QH-50D, 1969, [9] .....	18
Abbildung 4-2: CL-327 [12] .....	19
Abbildung 6-1: Blockschaltbild der entwickelten Modellstruktur .....	24
Abbildung 6-2: Gyro-Messungen der AREA Drohne .....	25
Abbildung 6-3: Polplan der AREA Drohne: ermittelt aus der Linearisierung des Modells für den Schwebeflug .....	25
Abbildung 6-4: Integration des Messsystems in das Fluggerät .....	26
Abbildung 6-5: Vertikale Ausrichtung des Rotormastes als Basis für die Kalibrierung aller Einbau- und Steuerwinkel.....	27
Abbildung 6-6: Kalibrierung des <i>Air Data Booms</i> (oben: links: Winkelmessung an der Montagestange der <i>Air-Data</i> Sonde, mittig: obere Endlage der Anstellwinkelmessung, rechts: untere Endlage der Anstellwinkelmessung; unten: Ermittlung der Nulllage der Schiebewinkelmessung).....	28
Abbildung 6-7: Kalibrierung der Steuerorgane im Cockpit und der zugehörigen Potentiometermessungen sowie unter der Taumelscheibe (links: Kollektiv, mittig: Pedal, rechts: Stick) .....	28
Abbildung 6-8: Vermessung der Rotorblattwinkels bei verschiedenen Steuereingaben (links: Fixierung der Steuerorgane, rechts: Blattwinkelmessung an $r=0,7$ über mehrere Umlaufwinkel).....	29
Abbildung 6-9: Vermessung der Einbauwinkel bestimmter Sensoren.....	29
Abbildung 6-10: Aufbau des Schwingversuches zur Bestimmung der z-Komponente des Schwerpunktes sowie der Einbauorte relativ zum Schwerpunkt der Inertialsensoren und des rotatorischen Trägheitsmomentes des Hubschraubers .....	30
Abbildung 6-11: Wägung des Hubschraubers mit integriertem Messsystem mit Ermittlung der Schwerpunktslage in x- und y-Achse durch die vier Gewichtsaufnahmepunkte .....	31
Abbildung 6-12: Dynamisches Manöver (3-2-1-1) im Flugsimulator ROSIE des Lehrstuhls für Hubschraubertechnik (TUM) .....	32

Abbildung 6-13: <i>Setup</i> für die Identifizierungsflüge mit instrumentiertem Hubschrauber, Antennenmast mit Wetterstation und der Bodenstation mit Datendisplay, Dokumentationsbrett und Funkgerät zum Einspielen des Audioinputs und der Kommunikation mit dem Piloten .....	33
Abbildung 6-14: Manöver (3-2-1-1) im Giersteuer, normiert auf die Manöverzeit (links: Flug im Simulator, rechts: Flug bei den Identifizierungsflügen, grau: einzelnen Manöver, rot: Mittelwert).....	33
Abbildung 6-15: Instrumentierter Hubschrauber während der Flugversuche .....	34
Abbildung 6-16: Flugbahn und der rekonstruierte Kurs entlang der Trajektorie.....	35
Abbildung 6-17: Rekonstruierte Beschleunigungen des Hubschraubers während des Flugs. ....	36
Abbildung 6-18: <i>Outputs</i> des linearen Modells.....	37
Abbildung 6-19: Der Betrag der Korrelationsmatrix der geschätzten Parameter.....	38
Abbildung 6-20: Mobiler Simulator zum flexiblen Pilotentraining .....	39
Abbildung 6-21: Simulator mit AFCS, FTS und Pilot im <i>Loop</i> .....	39
Abbildung 6-22: Die Struktur des CoAX600-UAV Modells in TLMPC .....	41
Abbildung 6-23: Top-Level FCC Model mit korrekten <i>Hardware Interfaces</i> .....	43
Abbildung 6-24: <i>Closed-Loop Tuning</i> Modell für <i>Rate-Law</i> .....	43
Abbildung 6-25: Exemplarisch: Evaluieren des erwarteten und tatsächlichen <i>Noiselevels</i> .....	44
Abbildung 6-26: <i>Stabilization-Law</i> Flugregler in Simulink.....	45
Abbildung 6-27: Die Struktur des Ratenreglers in Simulink. ....	45
Abbildung 6-28: Darstellung der gesamten AFCS Systemarchitektur.....	48
Abbildung 6-29: Beispielhafter Auszug aus der Schnittstellen-Datenbank .....	49
Abbildung 6-30: Beispielhafte Darstellung eines automatisch erzeugten Modellrahmens .....	49
Abbildung 6-62: CoAX600-UAS <i>Intercomsystem</i> mit Helm und Visier.....	51
Abbildung 6-31: Drehbeschleunigungssensor ( <i>Omega Dot Box</i> ) .....	52
Abbildung 6-32: Beispiele der Anregungssignale und Messungen der <i>Omega Dot Box</i> .....	53
Abbildung 6-33: Anregungssignale und Messung der <i>Omega Dot Box</i> , vergrößert.....	53
Abbildung 6-34: Das Verhalten des Sensors wurde im Frequenzbereich untersucht .....	54
Abbildung 6-35: Konstruktion der 2,4 GHz und 900 MHz Empfängermodule .....	55
Abbildung 6-36: Systemarchitektur der Spannungsversorgung .....	56
Abbildung 6-37: Konstruktion der PDU .....	57
Abbildung 6-58: Im CoAX600-UAV integrierte Optokoppler-Box. ....	58
Abbildung 6-38: Konzeptübersicht des Gesamtsystems .....	59
Abbildung 6-39: Beispiel einer <i>State-Chart</i> der Automatisierungslogik des FCC .....	61
Abbildung 6-40: Auszug aus der Definition der Datenkommunikation.....	63

Abbildung 6-41: Darstellung aller definierten Datenpakete der Telemetrie Verbindung .....	65
Abbildung 6-42: Darstellung der gesamten AFCS Systemarchitektur.....	65
Abbildung 6-43: Konfektionierter und bepinnter DSUB-50 Stecker.....	66
Abbildung 6-44: Im Aufbau befindliches bordseitiges Avioniksystem für die Identifizierungsflüge ..	67
Abbildung 6-45: Realisierter Aufbau der Engineeringstation .....	68
Abbildung 6-46: Realisierter Aufbau der Engineeringstation zu Beginn der HIL-Tests(li: Konstruktion, re: echte Hardware) .....	68
Abbildung 6-47: Realisierter Aufbau der mobilen Bodenstation für Schwebegestell und Freiflugtests. ....	69
Abbildung 6-48: Finaler Stand der Displayapplikation der Bodenstation. ....	70
Abbildung 6-49: EMSIS <i>Display</i> Integration in der Bodenstation.....	71
Abbildung 6-50: CoAX600-UAS HIL Umgebung für Crewtraining inklusive funktionsfähig eingebundener GCS, FTS sowie Datenlinks. ....	73
Abbildung 6-51: Flugabbruchsystem in der HIL Simulationsumgebung.....	73
Abbildung 6-52: Positionen der Testpunkte während der FTS-Reichweitentests.....	75
Abbildung 6-53: Terminierung: Beispielhafte Darstellung der aufgezeichneten Daten. ....	76
Abbildung 6-54: Empfangsstärke: Darstellung des Median-, Minimal- und Maximalwerts .....	76
Abbildung 6-55: GCS: Darstellung eines beispielhaften Testfalls.....	77
Abbildung 6-56: CoAX600-UAV AFCS Laboraufbau auf Zellenstruktur. ....	79
Abbildung 6-57: Finale Ausführung der Aktuatoranbindung an die Steuerorgane.....	79
Abbildung 6-59: Integration des AFCS am CoAX Schwebetrainer während der Integrations- und Testphase in der Halle. ....	81
Abbildung 6-60: Integration des AFCS am CoAX Schwebetrainer: „flugfähige“ Integration. ....	82
Abbildung 6-61: Versuchsaufbau bei der Erprobung am Schwebetrainer. ....	85
Abbildung 6-63: Beantragte Fluggebiete am nationalen Erprobungszentrum des DLR in Cochstedt..	86
Abbildung 6-64: CoAX600-UAS im Freiflug vor dem Tower und Hangargebäude in Cochstedt .....	87
Abbildung 6-65: CoAX600-UAS und die Fernpiloten während dem Freiflug .....	88
Abbildung 6-66: Betriebscrew des CoAX600-UAS .....	88
Abbildung 8-1 Gefesselter Erstflug des VSR700 [38] .....	90
Abbildung 8-2 Erster Freiflug des VSR700 [39] .....	91
Abbildung 8-3 Maritime Operation des VSR700 [40] .....	91

## Abkürzungsverzeichnis

<b>Abkürzung</b>	<b>Beschreibung</b>
AFCS	<i>Automatic Flight Control System</i>
AMIGAA	<i>Automatic Maneuver Injection for General Aviation Aircraft</i>
AP	Arbeitspaket
APCU	<i>Actuator Power and Control Unit</i>
CoAX600	Prototyp der Firma edm-aerotec GmbH mit MTOW=600kg
CoAX600-UAS	Unbemannte Variante des CoAX600
DAU	<i>Data Acquisition Unit</i>
DCU	<i>Data Concentrator Unit</i>
DFCS	<i>Direct Flight Control System</i>
DMS	Dehnmessstreifen
ECHT	Elektrischer Coaxialer Hubschrauber Trainer
EMA	<i>Electromechanical Actuator</i>
FCC	<i>Flight Control Computer</i>
FDM	Flugdynamisches Modell
FH	<i>Flight Hour</i>
FSD	Lehrstuhl für Flugsystemdynamik, TUM
FTS	<i>Flight Termination System</i>
GCS	<i>Ground Control Station</i>
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HAP	Hauptarbeitspaket
HIL	<i>Hardware in the Loop</i>
HT	Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, TUM
HS	Hubschrauber
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
INDI	Incremental Non-Linear Dynamic Inversion
MIL	<i>Model in the Loop</i>
PDCU	<i>Pilot Data Concentrator Unit</i>
PDU	<i>Power Distribution Unit</i>
PFCS	<i>Primary Flight Control System</i>
RSSI	<i>Radio Signal Strength Indication</i>
SDCU	<i>System Data Concentrator Unit</i>
SORA	<i>Specific Operational Risk Assessment</i>
TLMPC	<i>Trim Lin Maneuverability Performance Controllability</i>
TUM	Technische Universität München
UAS	<i>Unmanned Aerial System</i>

---

UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UL	<i>Ultraleicht</i>
VB	EPUCOR Vorhabensbeschreibung der TUM



Der im Folgenden dargestellte Bericht umfasst den Berichtszeitraum vom 01.04.2019 bis 31.12.2023 und beschreibt die von der TUM durchgeführten Arbeiten. Der Bericht wurde entsprechend den Vorgaben für Schlussberichte gemäß Nr. 6.1 & 6.2 AN-Best-P und Nr. 3.2 BNBest-BMBF 98 angefertigt.

## 1 Aufgabenstellung

Das übergeordnete Ziel des Verbundvorhabens „*Elektrische Primärsteuerung im Unbemannten Coaxialrotor-Hubschrauber (EPUCOR)*“ ist die Weiterentwicklung und Erprobung des von edm aerotec entwickelten coaxialen ultraleicht Hubschraubers (UL-HS) CoAX 2D (s. Abbildung 1-1, im Laufe des Projektes wurde auf die Weiterentwicklung: CoAx600 gewechselt). Dieser soll mit einem AFCS und einer dazu passenden elektrischen Primärsteuerung ausgestattet werden.



Abbildung 1-1: Skizze des CoAX 2D Hubschraubers

Ziel des TUM-Anteils ist die Entwicklung einer Systemarchitektur und eines Flugreglers für diesen ultraleichten Hubschrauber. Dabei ermöglicht die Architektur die Versorgung des Flugreglers mit den notwendigen Daten und schickt Kommandos an die Aktuatoren zur Steuerung des Hubschraubers. Die Ziele im Vorhaben EPUCOR gliedern sich für die TUM in die folgenden Teilziele:

- Erweiterung von Kompetenzen auf dem Gebiet der Reglerentwicklung für coaxiale UL-Hubschrauber
- Aufbau und Erweiterung von Kompetenzen auf dem Gebiet der Systemarchitektur von Hubschraubern
- Erweiterung von Kompetenzen auf dem Gebiet Datenlink, Datenkommunikation und Engineeringstation

Ziel der TUM im Vorhaben EPUCOR ist die Entwicklung eines Automatic Flight Control Systems, AFCS (Hard- und Software) für einen coaxialen UL-Hubschrauber. Die Hardware, sprich Systemarchitektur des Hubschraubers, muss alle für den Flugregler wichtigen Sensordaten bereitstellen und über einen Flugrechner verfügen, auf dem der Regelalgorithmus rechnet. Die Steuerkommandos werden dann über eine entsprechende Schnittstelle an die Aktuatoren geschickt, welche im Rahmen des Projekts von ZF Luftfahrt entwickelt werden sollten. Im Gegensatz zu Flächenflugzeugen stellen Hubschrauber durch

die Vibrationen an Bord eine Herausforderung an Sensoren und elektrische Geräte insbesondere hinsichtlich Zuverlässigkeit und Präzision dar. Weiterhin sollen einzelne Komponenten in einem Laboraufbau im Voraus getestet werden. Anschließend werden die Teilkomponenten im Gesamtsystem in Bodentests und Flugversuchen erprobt. Insgesamt werden die Kompetenzen auf dem Gebiet der Systemarchitektur-Entwicklung erweitert und vertieft.

Ein weiteres Ziel ist eine für Hubschrauber passende Reglerarchitektur zu finden. Dafür sollen prototypisch verschiedene Ansätze implementiert und mittels verschiedener Methoden ausgelegt werden. Eine Bewertung hinsichtlich Robustheit und Leistungsfähigkeit soll die Zielarchitektur bestimmen. Am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik zur Verfügung stehende Reglerarchitekturen eignen sich nicht für einen Einsatz im Hubschrauber. Das Vorhaben erweitert somit die Kompetenzen auf dem Gebiet der Reglerentwicklung für koaxiale ultraleicht Hubschrauber.

Zusätzlich werden im Rahmen des Vorhabens bestehende Kenntnisse im Bereich Engineeringstation und Datenlink genutzt und weiter ausgebaut. Eine Engineeringstation am Boden, welche per Datenlink mit dem UL-Hubschrauber in Verbindung steht, erlaubt es, Sensordaten in Echtzeit am Boden anzusehen und damit Flugtests schnell auszuwerten und die zur Verfügung stehende Zeit effizient auszunutzen.

## 2 Voraussetzungen

An dem Vorhaben sind die beiden Institute der TUM „Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie“ unter Leitung von Prof. Manfred Hajek sowie der „Lehrstuhl für Flugsystemdynamik“ unter der Leitung von Prof. Florian Holzapfel beteiligt.

Der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der Technischen Universität München ist 2007 aus dem Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung hervorgegangen. Seit diesem Zeitpunkt befasst er sich unter anderem intensiv mit der Steuerung und Regelung von Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt (CS-23) und unbemannten Flugsystemen.

Im Jahre 2008 hat der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik begonnen, sich mit der (modellbasierten) Entwicklung und Umsetzung sicherheitskritischer Avioniksysteme, primär zu Flugregelungs- und Navigationszwecken, zu befassen. Forschungsziel ist hierbei die Entwicklung von Prozessen, Architekturen, Komponenten und Lösungen, die auf der einen Seite geltende Zulassungsanforderungen erfüllen und auf der anderen Seite den Randbedingungen des betrachteten Zielmarktes gerecht werden – v.a. hinsichtlich Kosten, Gewicht, Volumen- und Energiebedarf.

In den allermeisten Fällen ist die Übertragung von Lösungen aus der Groß- und Militärluftfahrt nicht zweckmäßig, da diese zu starr und zu teuer sind. Darüber hinaus führt es für die Branche zu kostengünstigeren und geeigneteren Lösungen, wenn Funktion und systemtechnische Umsetzung simultan und integral betrachtet werden, anstatt hier eine Auftrennung vorzunehmen.

Unter den genannten Prämissen werden am Lehrstuhl zahlreiche Projekte im Bereich der Flugregelung bemannter und unbemannter Systeme durchgeführt. Im Sinne einer größtmöglichen Übersichtlichkeit werden im Folgenden vornehmlich die Projekte gelistet, die signifikant zum Aufbau der notwendigen Kompetenz für das angestrebte Forschungsvorhaben beigetragen haben. Darüber hinaus werden und wurden am Institut eine Vielzahl weiterer Projekte mit den Forschungsschwerpunkten Parameteridentifikation, Navigation und Trajektorienoptimierung für Zielplattformen wie Starrflügler, Multikopter, Hochleistungsflugzeuge oder Flugkörper bearbeitet.

- FAT (Cassidian und eigenfinanziert):  
Flexible Plattform zur schnellen Überprüfung von Flugregelungsansätzen (Erprobungsträger – keine Berücksichtigung von Zulassungsanforderungen) – Projekt abgeschlossen
- Fliegender Erprobungsträger Bayern:  
Umrüstung einer DA-42MNG (OE-FSD) zu einer fliegenden Forschungsplattform mit Zugriff auf die Flugsteuerung – Projekt läuft
- INTESUS (ZIM KF):  
redundante, intelligente Aktuatoren und Power System Komponenten für UAVs unter 150kg – Projekt läuft
- SAGITTA (Cassidian):  
Flugregelungsavionik und –algorithmik zur Regelung eines instabilen, strahlgetriebenen Nurflüglers mit einem Abfluggewicht von ca. 150kg – Projekt läuft
- ePilot (ZIM KF):  
Entwicklung eines sprachgesteuerten Autopiloten mit High-Level Funktionen zur Integration in den Flugverkehr - Projekt abgeschlossen
- FlySmart (LuFo IV):  
Entwicklung eines digitalen Autopiloten für die RUAG DO-228 - Projekt läuft
- Future Small Aircraft (Take-off):  
Grundkonzepte und Regelungsansätze für eine hybride Flugsteuerung für Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt – Projekt abgeschlossen
- MeZa (BAAInBw):  
Entwicklungsprozesse für zulassbare Flugsteuerungsavionik für unbemannte Flugsysteme größer als 150kg (STANAG 4671) – Projekt läuft
- EUROPAS (BICAS):  
Automatische Flugsteuerung für ein vollelektrisch betriebenes, einsitziges Flugzeug in der 350kg Klasse – Projekt läuft
- HOPLA (LuFo IV):  
Ausrüstung der Grob G520NG mit einem Full Envelope Autopiloten - Projekt läuft

Alle hier aufgeführten Projekte verfolgen komplementäre Ziele. Sie sind Bausteine beim Aufbau der Kompetenz, die nötig sind, um vor allem auch kleine und mittlere Unternehmen bei der Entwicklung und Umsetzung von marktgerechten Flugsteuerungs- und Flugregelungssystemen für Flugzeuge der allgemeinen und unbemannten Luftfahrt zu unterstützen.

Selbstverständlich wird bei Komponenten und Teillösungen, die nicht im Rahmen des Projektes zu entwickeln sind, soweit als möglich auf Ergebnisse aus oben genannten Vorhaben zurückgegriffen.

Der EADS Stiftungslehrstuhl „Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie“ existiert seit dem 1.3.2010. Der Lehrstuhlinhaber Prof. Hajek war von 1989 bis 2006 in der Hubschrauberentwicklung tätig, zuletzt als Leiter der Entwicklung bei Eurocopter Deutschland. Die breit aufgestellte Kompetenz des Lehrstuhls in allen relevanten Bereichen der Hubschraubertechnik stellt eine solide Grundlage zum Gelingen des Vorhabens dar. Im Folgenden werden einige wenige Projekte, die für das Vorhaben EPUCOR relevant sein können, herausgegriffen und kurz beschrieben.

### CURoT (LuFo-V-2):

Im Vorhaben CURoT (Technologieentwicklung für Koaxiale Ultraleichte Hubschrauber) instrumentiert der Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie gemeinsam mit den Partnern edm aerotec und DLR den CoAX 2D Ultraleicht-Hubschrauber in einer Flugversuchskampagne (s. Abbildung 2-1). Es wird eine Basisinstrumentierung (stehendes System) und ein synchronisiertes Messsystem zur Erfassung von Lasten und Bewegungen spezifisch positionierter Sensoren in beiden Rotorebenen entwickelt und integriert. Mit Hilfe des instrumentierten Erprobungsträgers werden über die gesamte Flugenvelope des CoAX 2D Flugtests durchgeführt, um die aeromechanische Komplexität der koaxialen Konfiguration im Detail zu untersuchen [1].

Um detailliertere Untersuchungen der Flugleistungen, -eigenschaften und -dynamik zu ermöglichen, wird ein aeromechanisches Modell des CoAX 2D in der Simulationssoftware CAMRAD II erstellt und validiert. Ebenso wird im Rahmen von CURoT ein echtzeitfähiges Simulationsmodell des CoAX 2D entwickelt, welches auf dem lehrstuhleigenen Flugsimulator implementiert wird.

Das in CURoT erstellte Flugphysikmodell kann im Vorhaben EPUCOR als Basismodell dienen, um es hinsichtlich Flugdynamik weiter zu validieren.



**Abbildung 2-1 - Instrumentierter Flugversuchsträger CoAX 2D im Vorhaben CURoT**

### ACTUATION2015 (EU-FP7)

Im Rahmen dieses Forschungsprojekts wurde an der Entwicklung neuartiger Qualifizierungs- und Zulassungsprozesse für elektromechanische Aktuatoren gearbeitet. Die Forschung konzentrierte sich dabei auf die Themen modulare Zulassungskonzepte für Komponenten, das virtuelle Testen von elektromechanischen Aktuatoren im Rahmen des Qualifikationsprozesses und der Anwendung von HUMS (Health and usage monitoring systems) für diese Aktuatoren. Das Projekt wurde durch Goodrich Actuation Systems SAS koordiniert und besteht europaweit aus 54 Partnern.

### ROSIE

Seit Mitte 2012 verfügt der Lehrstuhl über einen hochwertigen Hubschraubersimulator - Rotorcraft Simulation Environment (ROSIE) - mit hochauflösender 6-Kanalsicht (Bildwinkel horizontal  $>180^\circ$ , vertikal  $+30^\circ/-50^\circ$ ) und detailreicher Geländedarstellung, welcher durch Mitarbeiter des Lehrstuhls und im Rahmen von studentischen Arbeiten selbst entwickelt wurde. Verschlechterte Sichtbedingungen lassen sich mit der eigens hierfür konzipierten Software realitätsnah abbilden.

Zur Untersuchung von Einflüssen des Triebwerksausfalls auf die Flugeigenschaften des Hubschraubers werden am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie in Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Flugantriebe Hardware-in-the-loop (HIL) Tests mit einem Allison 250-C20B Triebwerk und dem Hubschraubersimulator (ROSIE) durchgeführt [2]. Der für einen Triebwerksschnellstart umgebaute Triebwerks-Prüfstand [3] und der Flugsimulator sind dabei bidirektional über das Netzwerk gekoppelt und es können in einer sicheren Testumgebung der Triebwerksausfall und der damit verbundene Höhenverlust beim Schnellstart des stillgelegten Triebwerkes untersucht werden.

Das im Vorhaben CURoT erstellte Simulationsmodell des CoAX 2D legt den Grundstein für weitere Validierungen, die im Vorhaben EPUCOR hinsichtlich flugdynamisches Verhalten vorgenommen werden.



**Abbildung 2-2 - Rotorcraft Simulation Environment (ROSIE)**

AREA (MunichAerospace, TUM, DLR)

Im Bereich der unbemannten Drehflügler-Konfigurationen mit elektrischer Primärsteuerung kann der Lehrstuhl im Rahmen des TUM-DLR Gemeinschaftsprojekts AREA (Autonomous Rotorcraft for Extreme Altitudes) Erfahrungen und Kompetenzen aufweisen [4]. Primäres Ziel des Forschungsprojektes ist es, Erkenntnisse über Flugleistungen und Flugdynamik in großen Flughöhen zu gewinnen. Ein weiteres Ziel ist aber auch, eine nachhaltig nutzbare, fliegende Forschungsplattform für leichte Sensorik und Regelungsalgorithmen aufzubauen, um verhältnismäßig kostengünstig und gefahrlos experimentieren zu können. Trotz der zum CoAX 2D geringen Abflugmasse von 36kg und einem Rotordurchmesser von 3,3m der Flettner Anordnung, sind Parallelen bei diversen Problemstellungen zu erkennen, die bei EPUCOR von Nutzen sein können. Für das System werden die Rotorblätter am Lehrstuhl ausgelegt, konstruiert gebaut und getestet [5]. Ebenfalls werden ein voll-elektrischer Antriebsstrang mit Stromversorgung über einen Li-Ionen-Akku und eine neue FCC Hard- und Software entwickelt, gebaut und zum

Erstflug gebracht. Datenlink, Sensorik zur Flugzustandsüberwachung sowie spezielle Messtechnik zur Lastenmessung im drehenden und stehenden System werden ebenfalls definiert, beschafft, integriert und getestet. Des Weiteren wird im Rahmen des Projektes ein echtzeitfähiges Flugphysikmodell mit Berücksichtigung der Rotor-Rotor Interaktion der Drohne erstellt [6], hinsichtlich Flugdynamik mit Flugversuchen validiert und als Basis für die Flugreglerentwicklung verwendet. Der Erstflug fand im August 2016 statt. Die grundlegenden Funktionen aller Komponenten wurden in weiteren Flugtests gezeigt. Aktuelle Arbeiten beinhalten die Optimierung des Flugreglers sowie das Erfliegen der Flugbereichsgrenzen.



Abbildung 2-3 - AREA Forschungshubschrauber

### 3 Planung und Ablauf

Im Folgenden ist der Projektplan seitens der TUM vor und nach dem Aufstockungsantrag 2021 dargestellt und der Zeitplan mit allen Arbeitspaketen skizziert. Vor allem die doch sehr aufwändige Beantragung der Aufstiegsgenehmigung sowie die eigentliche Entwicklung des AFCS samt Aktuatorik, machte schließlich auch eine kostenneutrale Verlängerung notwendig, sodass der Erstflug des CoAx600-UAS schließlich im Juli 2023 stattfinden konnte.



Projektstrukturplan  
TUM

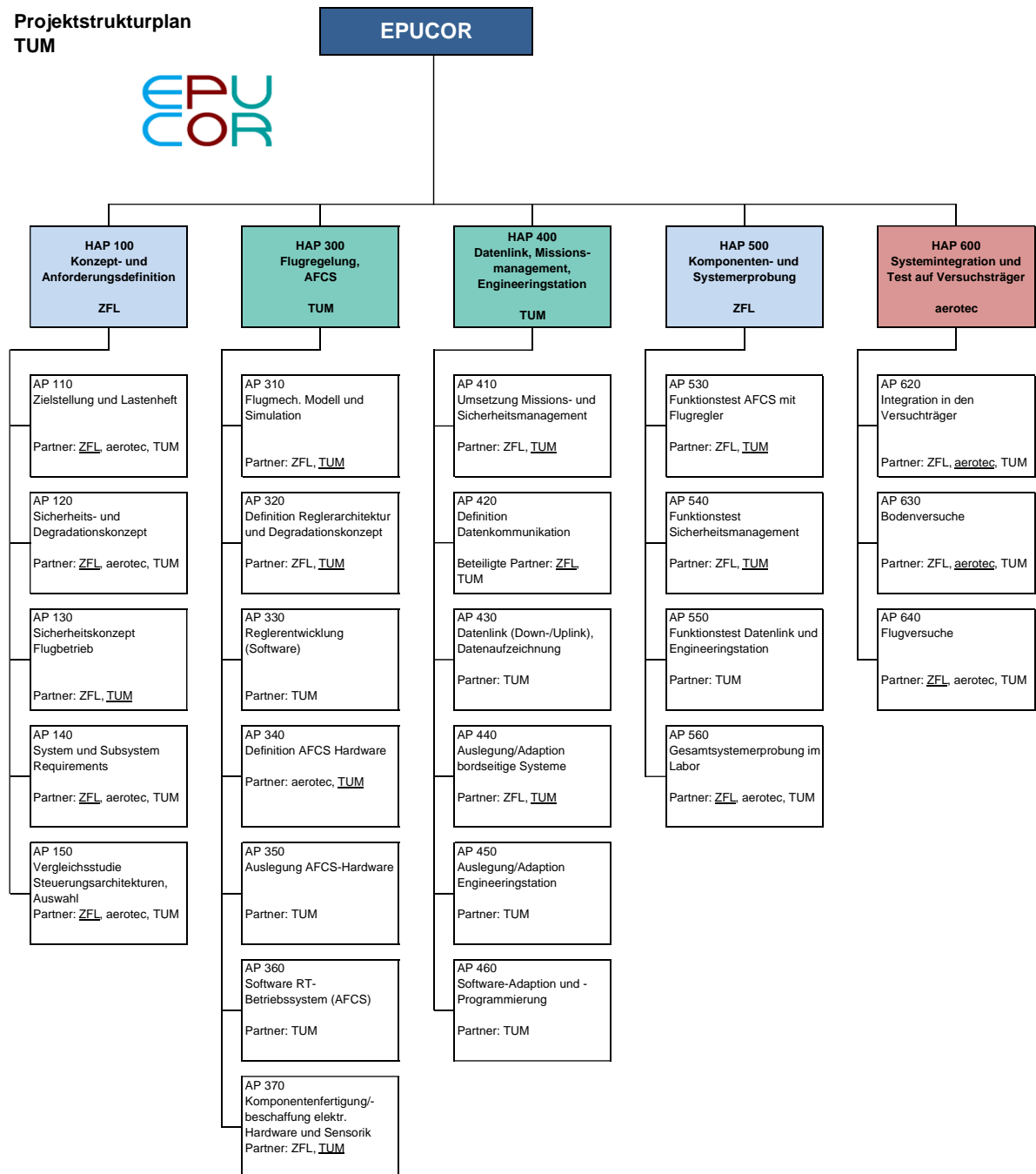


Abbildung 3-1: Ursprünglicher Projektstrukturplan der TUM in EPUCOR

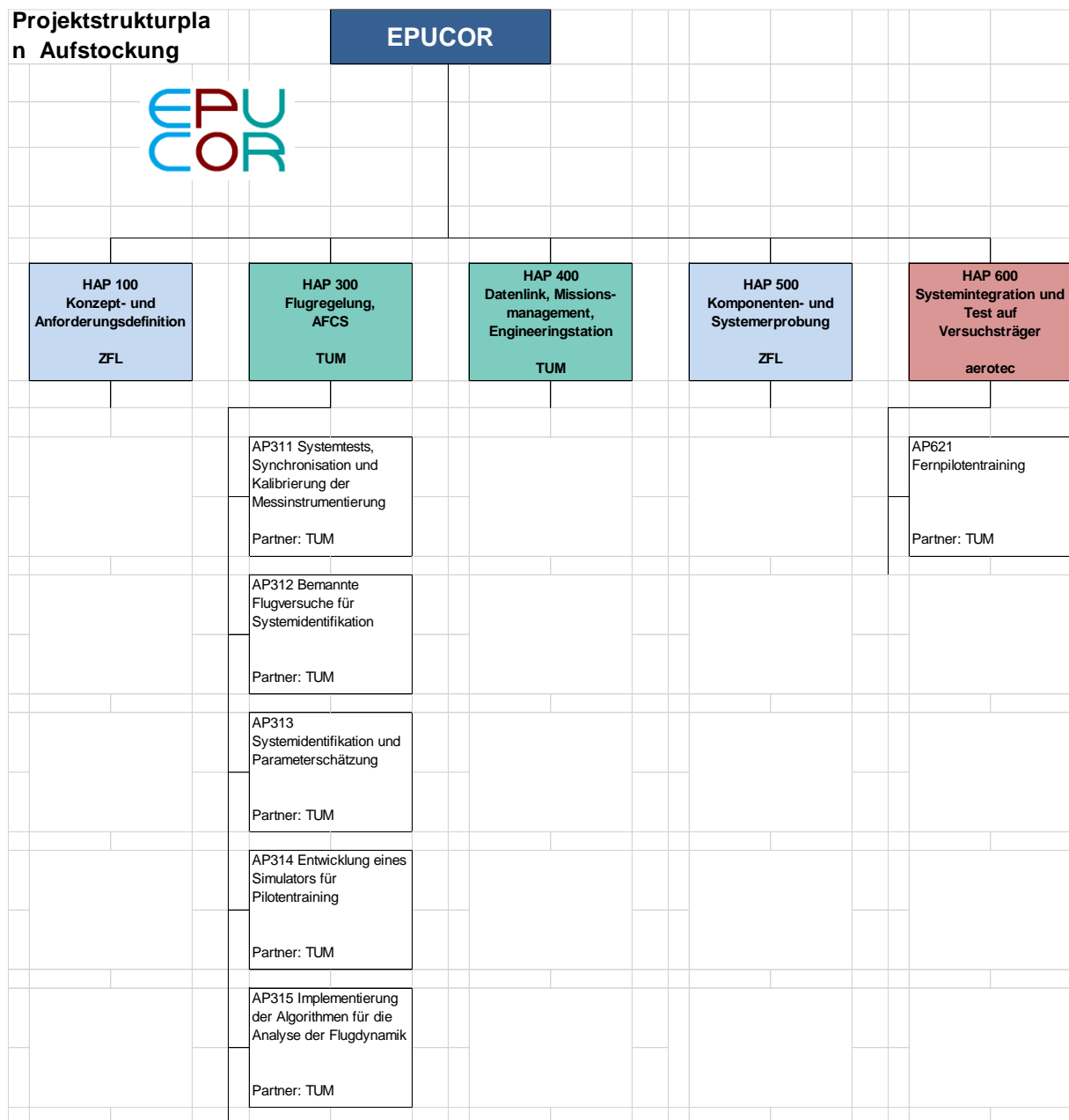


Abbildung 3-2: Änderungen am Projektstrukturplan der TUM durch die Aufstockung 2021



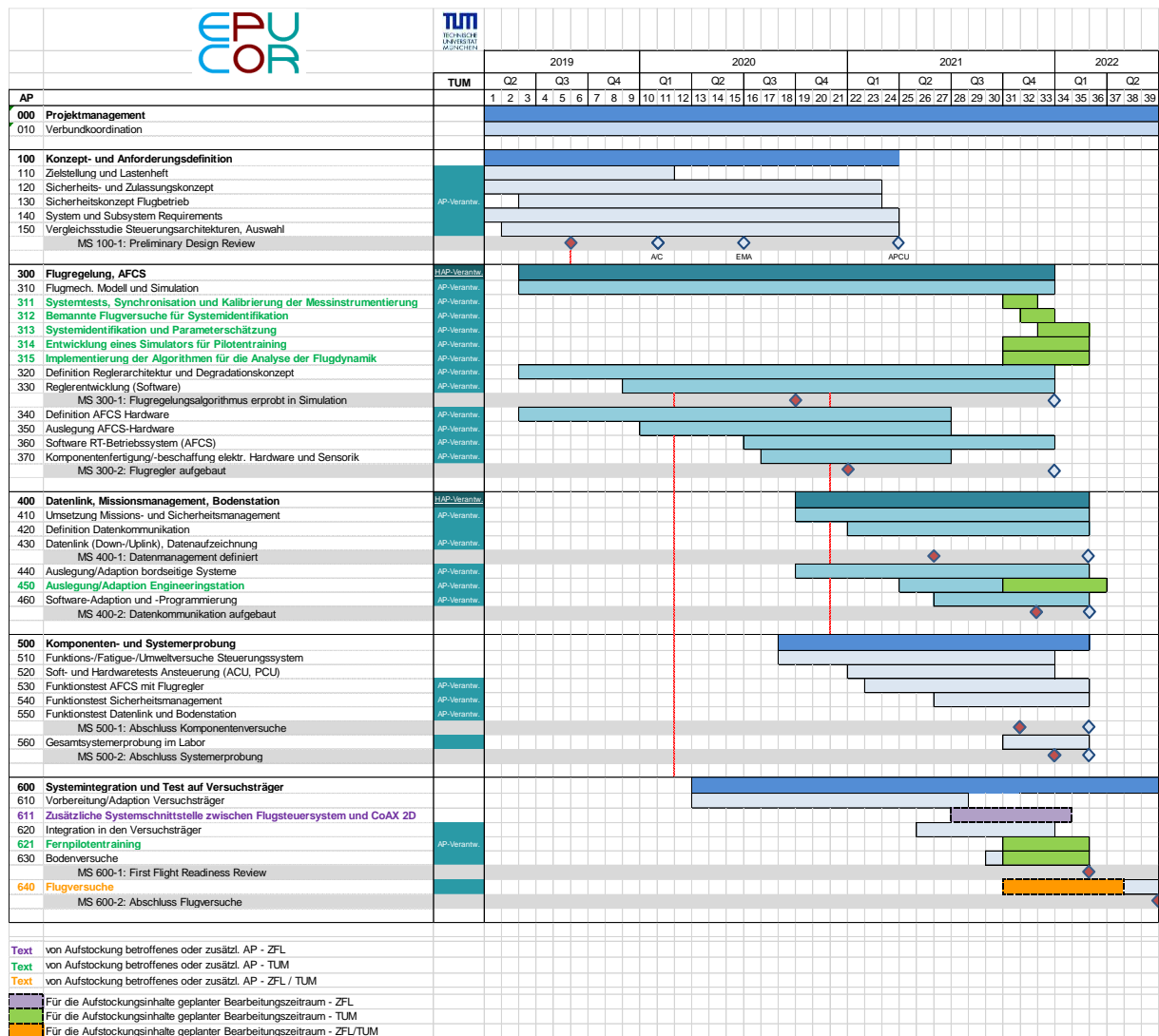


Abbildung 3-3: Balkenplan der TUM im Projekt EPUCOR nach der Aufstockung 2021

## 4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Aufgrund der großen Typenvielfalt an unbemannten Fluggeräten beschränkt sich dieses Kapitel auf unbemannte Hubschrauber mit einer Abflugmasse größer 150kg. Ein spezieller Fokus wird hierbei auf die koaxiale Rotoranordnung gelegt.

Das erste unbemannte Luftfahrzeug, und damit auch der erste Versuch der Flugregelung, wurde 1916 in den USA demonstriert: das von Hewitt und Sperry entwickelte automatische Starrflügelflugzeug. Dies führte zur Entwicklung des USAF Liberty Eagle Aerial Torpedo (auch Kettering Bug) mit etwa 240kg Abflugmasse. Jedoch wurde das Programm aufgrund von technischen Problemen und Ungenauigkeit in der Flugführung eingestellt. [7]

Gab es bis vor ca. zwanzig Jahren nur vereinzelt Forschungs- und Entwicklungsprojekte, die sich mit der Entwicklung von Hubschrauberdrohnen über 150kg befassen, so gibt es heute eine Vielzahl solcher. Hubschrauberdrohnen versprechen eine Fülle an zivilen und militärischen Einsatzmöglichkeiten, wobei der Betrieb kostengünstiger und ohne die Gefährdung eines Piloten stattfinden soll. Die USA übernehmen im Bereich der Drohnen eine gewisse Vorreiterstellung. Laut [8] gibt es in den USA die größte Anzahl an zivilen und militärischen Drohnenherstellern (374), gefolgt von Russland (106), Israel (95) und Großbritannien (77). Auch im Betrieb großer militärischer Drohnen sind die USA führend (678), gefolgt von Indien mit 38 [8].

Die ersten Entwicklungen im Bereich koaxialer unbemannter Hubschrauber reichen in die späten 1950er Jahre zurück, als das U.S. amerikanische Ministerium ARPA (Advanced Research Projects Agency) den Anti U-Boot Hubschrauber QH-50 entwickelt (s. Abbildung 4-1) [9]. Als Basismodell wird der einsitzige Hubschrauber der Firma Gyrodyne XRON-1 verwendet. Die Drohne wird erst mit Sicherheitspiloten betrieben, im August 1960 findet der erste unbemannte Flug statt. Die Leermasse beträgt etwa 470kg, die maximale Abflugmasse etwa 1020kg. Die QH-50 Drohnen verfügen über eine elektromechanische Aktuatoreinheit, Telemetrie, Videokamera, Fotokamera, Höhenmesser, Radar, Transponder sowie Laser-Entfernungsmesser und diverse andere Instrumentierungen und verschiedenste Bewaffnungen [9], [10]. Die QH-50 verfügte über keine Redundanzen. 80% aller Verluste waren auf ein Versagen des Elektroniksystems zurückzuführen. Zwischen 1960 und 1969 wurden etwa 780 Exemplare in den Versionen QH-50A/B, QH50-C, QH-50D gebaut und an die U.S. Navy ausgeliefert.



Abbildung 4-1: Gyrodyne QH-50D, 1969, [9]

Ein weiterer koaxialer unbemannter Hubschrauber, der in größeren Stückzahlen produziert wurde, ist der von Canadair (später Bombardier) in Canada entwickelte CL-227, der 1978 seinen ersten gefesselten Flug absolvierte. Die maximale Abflugmasse beträgt 350kg (davon Nutzlast 100kg). Die CL-227 Drohnen weisen bereits eine moderne Architektur mit 3 linearen elektrischen Stellantrieben je Taumelscheibe auf. Als Nutzlast kamen Farbbild TV Kameras sowie FLIR Sensoren zum Einsatz. Die CL-327 (s. Abbildung 4-2), die Weiterentwicklung der CL-227, hatte ihren Erstflug 1997. Die Avionik besteht im Wesentlichen aus dem Flugrechner, bestehend aus 2 Stück i960 Prozessoren, einem für die Flugsteuerung und einem für die Navigation. Des Weiteren verfügt das Gerät über Faserkreisel mit integriertem GPS/DGPS sowie

ein Trägheitsnavigationssystem, einem barometrischen Höhenmesser und einem Turbinenregler und ist in der Lage, autonom sowie nach programmierten Wegpunkten zu fliegen. Automatischer vertikaler Start/ Landung sind ebenfalls möglich. Angetrieben wird die CL-327 von einer Wellenleistungsturbine mit 100PS Leistung. Die angegebene Missionsflugflugdauer beträgt 4,75 Stunden mit 50kg Nutzlast, die maximale Geschwindigkeit 157km/h sowie die absolute Gipfelhöhe 5500m MSL. [11]

In [12] wird ausführlich auf die Entwicklung und durchgeführte Tests der CL-227 und CL-327 eingegangen.



Abbildung 4-2: CL-327 [12]

Weitere unbemannte Hubschrauber, jedoch mit Haupt- Heckrotor Anordnung, sind der MQ-8B und MQ-8C von Northrop Grumman, der A160 von Boeing, der Sikorsky UH-60 MURAL (manned/unmanned resupply aerial lifter) sowie der unbemannte K-MAX von Kaman Aerospace und Lockheed Martin.

Für den MQ-8B diente der Schweizer S333 als Basishubschrauber. In [13] wird beschrieben, dass der im MQ-8A noch vorhandene mechanische Mischer entfernt und durch 3 Aktuatoren direkt unter der Taumelscheibe ersetzt wurde. Welche Aktuatoren verwendet werden, ist nicht bekannt. Die Mischung der zyklischen Steuersignale erfolgt ausschließlich in der Software. Des Weiteren wird in [13] auf die Systemidentifikation für den Flugregler eingegangen. Seit 2008 befindet sich der MQ-8B in Serienproduktion. Die Einsatzdauer beträgt 7,75h und die maximale Abflugmasse 1429kg (Nutzlast 136kg). Für den MQ-8C wird die Bell 407 als Basismodell verwendet. Die Systemarchitektur entspricht weitgehend der des MQ-8B, jedoch mit größerer Einsatzdauer (12h) und Nutzlastkapazität (226kg). [14] [15]

Der A160 (militärische Bezeichnung: YMQ-18A), dessen Erstflug 2002 stattfand, kann die Drehzahl zwischen 50% und 100% Rotordrehzahl variieren [7], wodurch die Rotorleistung an den jeweiligen Flugzustand angepasst werden kann. Im Jahr 2008 wird mit der A160 ein Dauerflugrekord ohne Betankung von 18,7h aufgestellt. Als Testplattform für die Avionikentwicklung des A160 dienten die aus der Robinson R22 abgeleiteten unbemannten Hubschrauber Maverick und Renegade von Boeing. [16]

Sikorsky entwickelt seit 2007 den UH-60 OPV MURAL für Transportaufgaben und demonstrierte im März 2014 erste unbemannte Flüge mit Außenlast, kontrolliert von einer tragbaren

Bodenstation [17]. In [18] werden sensorgestützte autonome Flugversuche in geringer Flughöhe mit dem RASCAL JUH-60A Forschungshubschrauber der U.S. Army behandelt.

Die Entwicklung des unbemannten K-MAX begann 1997, um unbemannte Außenlastflüge zu demonstrieren. Servos steuern die Klappen an den Rotorblättern an. Der K-MAX wird über eine oder mehrere Bodenstationen kommandiert und kann bis zu 4 separat ausklinkbare Außenlasten mit bis zu 2700kg absetzen. Die Flugdauer beträgt über 12h. Seit 2009 verfügt das Fluggerät über eine voll redundante Flugsteuerungsarchitektur. [19] [20]

Die Firma Eurocopter Deutschland (heute Airbus Helicopters Deutschland) demonstrierte mit dem Projekt AFlight im April 2013 in Frankreich unbemannte Flüge mit einer EC145. Dabei wurden Aussenlastflüge sowie eine repräsentative Überwachungsmission geflogen. Der Testhubschrauber verfügt über dual-duplex 4- Achsen AFCS. Das System verfügt außerdem über eine automatische Hover-to-Land Funktionalität, die bei Störungsfällen oder beim Durchtreten einer Flugversuchsbox ausgeführt werden. Zusätzlich zur äußeren Flugversuchsbox gab es eine innere, die über die Gleitzahlen so definiert wurde, dass die Äußere im Fehlerfall nicht durchbrochen werden kann. [21]

Ein Modell von Airbus Helicopters Frankreich ist der aus dem zweisitzigen Cabri G2 entwickelte Orka-VSR700 mit 680kg maximalem Abfluggewicht. Am 19.06.2017 fand der Erstflug in Paris mit einem Sicherheitspiloten an Bord statt. Ziel ist nach ausreichender Flugerprobung des AFCS mit Sicherheitspiloten, mit der unbemannte Flugerprobung fortzufahren. Das Flugsteuerungssystem des VSR700 ist voll digital mit einem hohen Grad an Redundanz. Geplant ist der Einsatz als unbemannter Marine Hubschrauber. [22]

EADS Innovation Works entwickelt den SHARC coaxial UAV Hubschrauber mit einer maximalen Abflugmasse von ca. 190kg, der im Juni 2007 seinen erfolgreichen Erstflug absolvierte. [23][24]

Nachfolgend werden noch weitere koaxiale unbemannte Hubschrauber angeführt, über deren technische Spezifikationen, erfolgte Flüge sowie Stückzahlen jedoch unzureichende öffentliche Informationen vorliegen: In [25] wird die unbemannte koaxiale Testplattform KA-37 der Firma Kamov erwähnt. Zum Erstflugdatum (ca. 1993) und Abfluggewicht (etwa 250kg) gibt es widersprüchliche Angaben. Auch über die Systemarchitektur sowie Sensorik sind in der westlichen Literatur keine belastbaren Angaben zu finden. Eine Weiterentwicklung ist die KA-137 mit einem Abfluggewicht von ca. 280kg, wobei auch hier keine Daten über erfolgte Flüge bzw. die Systemarchitektur vorhanden sind. Weitere, in [25] erwähnte, größere koaxiale unbemannte Plattformen mit angestrebter Reichweite von 2000km, sind die KA-107, KA-117 und KA-226. Zhong-Han-Zhi Science & Technology entwickelt in China die unbemannte Koaxialrotordrohne TD220 mit einer maximalen Abflugmasse von 300kg und einer Flugdauer von 5h [26]. Eine Weiterentwicklung des TD220 ist die TD333 mit 3t Abflugmasse, vorgestellt auf der Zhuhai Air Show 2016. Die TD333 soll 1,5t Nutzlast transportieren können, eine Höhe von 9000m erreichen und mit 200kg Nutzlast für 30h in der Luft bleiben können [27].

In Tabelle 4-1 sind weitere unbemannte Hubschrauber mit Haupt-/ Heckrotor Anordnung über 150kg aufgelistet, die im Text nicht explizit erwähnt werden.

Tabelle 4-1: Ergänzende Typenübersicht unbemannte Hubschrauber über 150kg [28]

Bezeichnung	Firma	Land	MTOW [kg]
NRUAV	IAI Malat	Israel	2200
ULB	Boeing	USA	1500
Robocopter 300	Kawada Industries	Japan	794
Tanan	Airbus Defence and Space	Frankreich	350
R-300	TAI	Türkei	325
AT1000	Advanced UAV Technology	UK	300
DP-5X Wasp	Dragonfly Pictures	USA	280
H U Sky II	Indela	Weißrussland	255
Skeldar V-200	Saab	Schweden	235
Centauro C40	Tekplus Aerospace	Spain	225
Camcopter S100	Schiebel	Österreich	200
APID 60	CybAero	Schweden	180

## 5 Zusammenarbeit

Die Zusammenarbeit mit den Projektpartnern (edm aerotec, ZFL) war stets sehr professionell und kooperativ. Der Austausch fand hauptsächlich innerhalb des wöchentlichen Projektmeetings sowie über je nach Bedarf geplante themenspezifische Besprechungen statt. Darüber hinaus fanden jeweils zweiwöchentlich TUM interne Statusmeetings zur Arbeitsvorbereitung und aktuellen Themen sowie ein zweiwöchiges internes *Software Meeting* statt.

Die intensivste Zusammenarbeit bestand während der Systemintegration und den Versuchskampagnen mit unserem Partner edm aerotec GmbH die hier tatkräftig unterstützt hat. Viele Komplikationen die bei einem System dieser Größenordnung immer wieder aufkommen, konnten vor Ort direkt behoben werden auch wegen der sehr unkomplizierten und engagierten Zusammenarbeit und Mithilfe. Auch in der Planungsphase unterstützte edm aerotec uns bereitwillig mit allen benötigten Daten und stellte für die HIL Versuche im Labor einen kompletten Hubschrauberrahmen samt Steuergestänge und Taumelscheibe bereit. Dies ermöglichte bereits im Labor eine vollständige Validierung von Integration und Steuerung, was die spätere Einrüstzeit vor Ort deutlich reduzierte.

Ausdrücklich wollen wir an dieser Stelle auch die hervorragende Zusammenarbeit mit den Zulieferern der einzelnen Systemkomponenten betonen. Vor allem die Zusammenarbeit mit der Firma VOLZ, die uns über das Projekt AMIGAA hinaus tatkräftig unterstützt hat war im Projektverlauf von großer Bedeutung.

Zudem fanden mehrere Besprechungen mit dem „Nationalen Erprobungszentrum für Unbemannte Luftfahrtsysteme“ des DLR in Cochstedt statt; unter anderem ein *Tabletop Exercise* zum *Emergency Response Plan (ERP)*, der Teil der SORA ist. Zudem fanden mehrere Meetings mit den Betreuern seitens des LBA bezüglich der Aufstiegsgenehmigung statt.



## **6 Wissenschaftlich-technische Ergebnisse**

### **6.1 HAP 100 Konzept und Anforderungsdefinition**

In diesem Arbeitspaket unter Leitung von ZFL wurden zunächst alle Anforderungen an das UAS definiert und anschließend auf die einzelnen Subsysteme und Schnittstellen der Partner herunter gebrochen. Außerdem wurde ein Betriebskonzept und eine Zulassungsstrategie entwickelt

#### **6.1.1 AP110 Zielstellung und Lastenheft**

Anhand des Flughandbuches des originalen CoAX600 wurde ein Betriebskonzept abgeleitet und auf das UAS angepasst. Dabei wurden die verschiedenen Steuerungsmodi, der Startvorgang, sowie ergänzende Vorflugkontrollen für das AFCs in Betracht gezogen. Auch wurden zusätzliches Personal, die Einbauten und Komponenten, sowie das Testgelände näher spezifiziert. Zuletzt wurde auch die inkrementelle Inbetriebnahme des Gesamtsystems beschrieben und das Betriebskonzept um die damit verbundenen Betriebszustände mit reduzierter Funktionalität (bspw. Im Trainingsgestell) erweitert.

Zusammen mit den Zulassungsvoraussetzungen im Rahmen des SORA Prozesses ergab sich daraus das gewünschte Lastenheft.

#### **6.1.2 AP120 Sicherheits- und Degradationskonzept**

Für das UAS wurde ein Sicherheitskonzept erstellt, das auf mehreren Systemen basiert. Zunächst wurde das Kontrollsystem derart konzipiert, dass der Regler stets auf ein „einfacheres“ Regelgesetz zurück geschaltet werden kann. Dies kann sowohl manuell vom Boden als auch automatisch mittels detektierter Fehlerfälle geschehen. Zusätzlich wurde ein Flugabbruch System vorgesehen um sicherstellen zu können, dass es zu keinem unkontrollierten Verlassen des Flugbereiches kommen kann.

Auch wurden Redundanzanforderungen an die einzelnen Systeme definiert und fest gelegt welches Verhalten im Fehlerfall von den einzelnen Systemkomponenten gefordert werden soll.

#### **6.1.3 AP130 Sicherheitskonzept Flugbetrieb**

Auf Basis des Konzeptes aus AP120 und der Rücksprache mit dem DLR Erprobungszentrum für unbemannte Luftfahrtsysteme Cochstedt, sowie dem Betriebshandbuch wurde ein Sicherheitskonzept für den Flugbetrieb erstellt. Hier flossen sowohl die vorhandenen Ressourcen als auch die Anforderungen des Fluggeländes ein. Außerdem wurde betrachtet welche sicherheitsrelevanten Anzeigen der Hubschrauber aufweist und welche hiervon für den Betrieb an den Boden übertragen werden müssen. Final wurden die Anforderungen des Luftfahrt-Bundesamtes (LBA) an die Fluggeländegrenzen und den Betrieb an sich zu Rate gezogen.

Aus diesem Konzept entstand ein vollständiger Satz an Betriebsprozeduren und Checklisten, die wiederum als Basis für die beantragte Betriebsgenehmigung dienten.

#### **6.1.4 AP140 System und Subsystem Requirements**

Im Rahmen dieses Arbeitspaketes wurden Dokumentationssysteme von ZFL implementiert und unter deren Zuhilfenahme Anforderungen an das UAS, die einzelnen Komponenten und Subkomponenten definiert. Dies diente vor allem der Definition von Schnittstellen zwischen den Partnern. Somit war es möglich bereits in der Vorauslegung die Anbindung und Kommunikation zwischen den einzelnen Komponenten zu berücksichtigen.

#### **6.1.5 AP150 Vergleichsstudie Steuerungsarchitekturen, Auswahl**

Um ZFL die Auslegung der Aktuatorik zu ermöglichen wurden im Rahmen dieses Arbeitspaketes die zu erwartenden Steuerkräfte, die notwendigen Stellgeschwindigkeiten und wünschenswerten Latenzen ermittelt. Hierzu wurden Daten vorangegangener Versuche (Projekt CuRot), die bestehende Erfahrung in Regelungstechnik als auch die Erfahrungen von edm aereotech betreffend ihres Hubschraubersystems eingebracht.

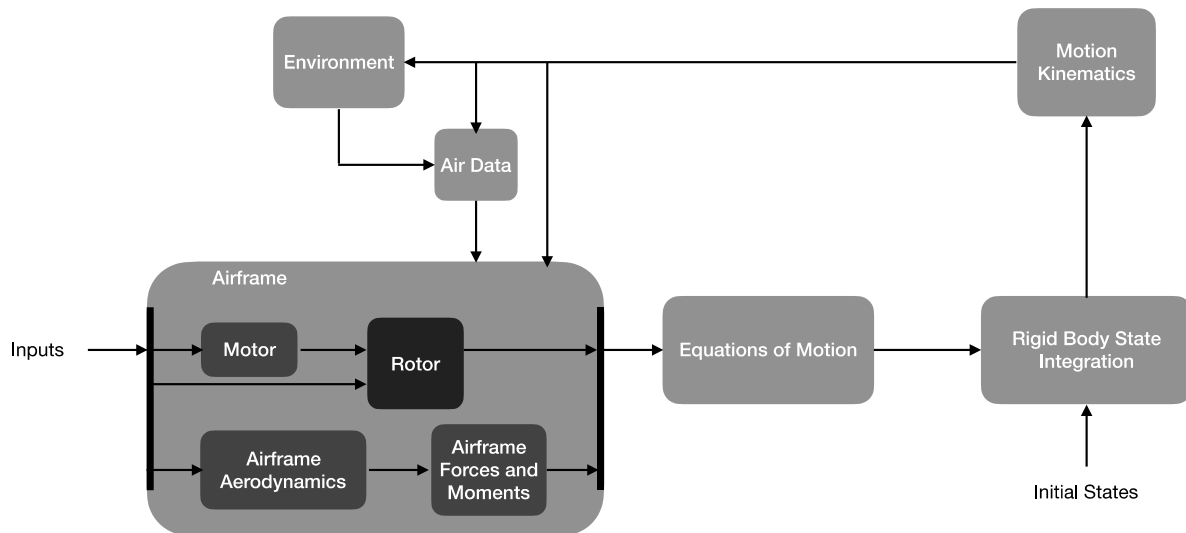
### **6.2 HAP300: Flugregelung, AFCS**

Das HAP300 wurde unter Leitung der TUM durchgeführt und hatte den Entwurf des Flugreglers sowie des Flugkontrollsystems (AFCS) zum Ziel. Hierzu sollte zunächst auf Basis des Projektes CuRot ein flugmechanisches Simulationsmodell genutzt werden um mit dessen Hilfe die Reglerarchitektur und Parameter zu entwickeln. Auf Basis der Reglerarchitektur sowie des Sicherheits- und Betriebskonzeptes aus HAP100 wurde anschließend die AFCS Hardwarearchitektur abgeleitet. Im Laufe des Projektes wurde deutlich, dass die dynamischen Flugversuche des Projektes CuRot nicht ausreichend waren und daher eine Flugtestkampagne und eine zusätzliche Modellidentifikation für den Erhalt eines vollständigen Flugphysikmodells nötig war. Dies ermöglichte jedoch auch das Erfliegen aller Flugtestdaten mit dem Messsystem des finalen AFCS, was bereits eine frühe Testbasis desselben darstellte und außerdem die Notwendigkeit einer gesonderten Identifikation von Sensoreinflüssen auf die gemessenen Daten überflüssig machte. Die zusätzlich notwendig gewordenen Arbeitspakete durch die Flugversuche wurden in einem Aufstockungsantrag in AP311 bis 315 berücksichtigt. Die Modellstrukturen und Reglerarchitektur wurden jedoch bereits mit Literaturdaten, Erfahrungswerten, sowie Flugdaten aus anderen Projekten soweit vorbereitet, dass die Daten aus der Testkampagne direkt eingearbeitet werden konnten und somit keine signifikante Verlängerung der Arbeitspakete notwendig wurde.

#### **6.2.1 AP310: Flugmechanisches Modell und Simulation**

Im Rahmen dieses APs wurde ein nichtlineares Hubschrauberflugphysikmodell mit Fokus auf Doppelrotorhubschraubern entwickelt (s. **Abbildung 6-1**). Die Modellstruktur ist kompatibel zu den bestehenden Parameterschätzungstools am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik entwickelt worden. Diese Eigenschaft erlaubt die automatische Anpassung der (aerodynamischen) Parameter in dem nichtlinearen Modell auf Basis von Flugtestdaten. Das Modell wird im Rahmen des Projekts für verschiedene Zwecke eingesetzt. Durch Trimmen und Linearisieren des nichtlinearen Modells kann das dynamische Verhalten des Hubschraubers an verschiedenen Punkten

der Flugenvolpe analysiert werden. Diese Analysen sind bei der Auslegung des Flugreglers essentiell. Zudem wird das nichtlineare Flugphysikmodell bei *Model-In-The-Loop* und *Hardware-In-The-Loop* Tests im Rahmen der Reglerentwicklung und Systemtests eingesetzt. Das Modell wird im Projekt auch zur Pilotenausbildung an einem Simulator verwendet.



**Abbildung 6-1: Blockschaftbild der entwickelten Modellstruktur**

In der Modellstruktur werden die nichtlinearen Bewegungsgleichungen des Starrkörpers mit einem dynamischen Modell des Rotors gekoppelt. Das Modell wurde modular und allgemein entwickelt, sodass dessen Anpassung und Parametrisierung für andere Hubschrauber mit überschaubarem Aufwand möglich ist. Die entwickelte Modellstruktur und die Parameterschätzungsmethoden wurden auf Basis der bestehenden Flugtestdaten der AREA Drohne<sup>1</sup> validiert. Dafür wurde die im Rahmen von EPUCOR entwickelte Modellstruktur verwendet. Die geometrischen Modellparameter (wie z.B. Masse und Rotorgeometrie) wurden dabei auf die von AREA angepasst. Die unbekannten aerodynamischen Parameter des AREA Modells wurden auf Basis der Flugtestdaten geschätzt. Das Modell mit den geschätzten Flugtestdaten konnte das dynamische Flugverhalten der Drohne ausgezeichnet annähern (s. **Abbildung 6-2** und **Abbildung 6-3**). Die Validierung des Modells mit Hilfe der Flugtestdaten von AREA half, Fehler in der Modellstruktur zu identifizieren und auszubessern. Die *Toolchain* für die Parameterschätzung war damit erstellt und betriebsbereit zur dynamischen Validierung des CoAx-2D Flugphysikmodells.

Bei der entwickelten Methode erfolgt die Parameterschätzung in dem nichtlinearen Modell des Hubschraubers. Die Methode und die Validierung auf Basis der AREA Flugtestdaten wurde auf der Messe *SciTech 2020* veröffentlicht [29]. In der Literatur und in vergleichbaren Projekten werden in den meisten Fällen lineare Modelle aus den Flugtestdaten identifiziert. Im Vergleich dazu hat die im Rahmen vom EPUCOR entwickelte Methode folgende Vorteile:

<sup>1</sup> Unbemannter Flettner Hubschrauber, Gemeinschaftsentwicklung des Lehrstuhls für Hubschraubertechnologie und dem DLR



- Die bekannten kinematischen Zusammenhänge werden in diesem Ansatz in die Modellstruktur integriert und werden nicht mehr zusätzlich von den Flugtestdaten geschätzt. Bei der Parameterschätzung werden lediglich die aerodynamischen Parameter geschätzt. Hierdurch wird die Genauigkeit der geschätzten aerodynamischen Parameter erhöht.
- Da die Modellstruktur physikbasiert ist, hat das Modell einen größeren Gültigkeitsbereich als lineare Modelle.
- Das nichtlineare Modellverhalten des Hubschraubers wird abgebildet.

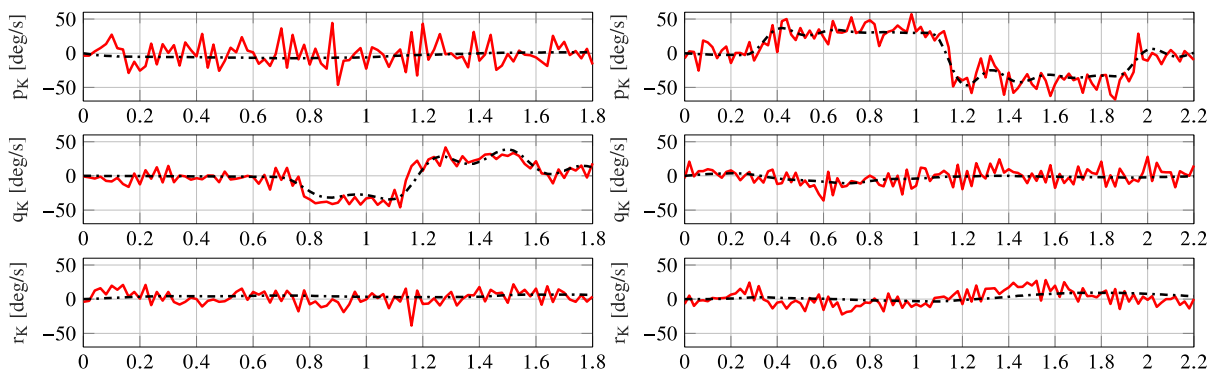


Abbildung 6-2: Gyro-Messungen der AREA Drohne (rot) und Outputs des Modells (schwarz)

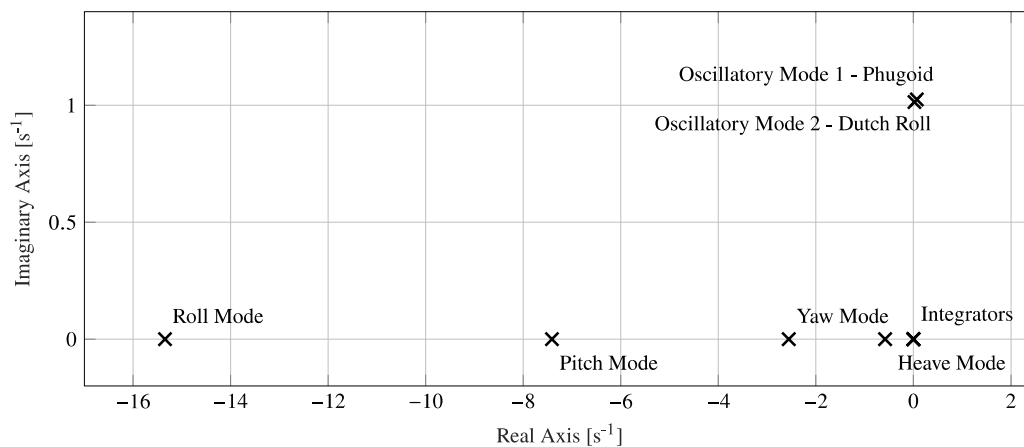


Abbildung 6-3: Polplan der AREA Drohne: ermittelt aus der Linearisierung des Modells für den Schwebeflug

Auf Basis dieser Ergebnisse wurden anschließend aerodynamische Parameter für die Reglerentwicklung des CoAx600 geschätzt um diese bereits vor Abschluss der notwendigen Flugtestkampagne und den Ergebnissen aus AP313 vorantreiben zu können. Es wurde ein ähnlich gutes Abbild des Modellverhaltens wie bei dem AREA Modell auch im Fall vom CoAx600 erwartet, was sich im späteren Projektverlauf bestätigte. Die geometrischen Parameter des CoAx600 (z.B. Masse, Trägheitsmatrix) wurden bereits in Zusammenarbeit mit der Firma *edm aerotec* auf Basis des CAD-Modells bestimmt.

Zusätzlich wurde am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie zu Validierungszwecken ein Flugphysikmodell des CoAx600 mit der kommerziellen Aeromechaniksoftware CAMRAD II aufgebaut, das aufgrund der Softwarekonzeption jedoch nicht echtzeitfähig ist.

### 6.2.2 AP311 Systemtests, Synchronisation und Kalibrierung der Messinstrumentierung

Dieses AP wurde im Rahmen der Integration des Messsystems in das Fluggerät durchgeführt (s. Abbildung 6-4) und beinhaltet die für die Inbetriebnahme und die anschließenden Identifizierungsflüge notwendige Vermessung des Fluggeräts mit anschließender Kalibrierung der Sensorik und Datenaufzeichnung. Dies dient sowohl als Grundlage für die Identifizierungsflüge, als auch der Vorarbeit für die finale AFCS Integration, da bereits alle Sensoren vermessen und integriert sind und die Kalibrierungsroutinen erarbeitet werden.



Abbildung 6-4: Integration des Messsystems in das Fluggerät

Als Basis sämtlicher Winkelmessungen wird der Rotormast, wie in Abbildung 6-5 dargestellt, vertikal ausgerichtet. Somit sind alle aufgenommenen Winkel am Fluggerät auf dieses Koordinatensystem referenziert. Die vertikale Ausrichtung wird vor jeder Messung überprüft und im Falle einer Abweichung wiederhergestellt.



**Abbildung 6-5: Vertikale Ausrichtung des Rotormastes als Basis für die Kalibrierung aller Einbau- und Steuerwinkel**

Auf dieser Basis wird, wie in Abbildung 6-6 dargestellt, die *Air-Data* Sonde kalibriert. Es werden die Endlagen der Anstell- und Schiebewinkel sowie deren Nulllagen ermittelt und der lineare Messwertverlauf über den Winkelbereich bestätigt. Die Nulllage und die lineare Steigung werden anschließend in die Datenaufzeichnung integriert, sodass bereits die physikalischen Winkel aufgezeichnet werden. Da der Winkelmesser zur Kalibrierung in der Schiebewinkelrichtung nicht funktioniert (zur Messung wird das Schwerfeld der Erde verwendet was nicht zur z-Achsen Rotation geeignet ist), wird in diesem Fall auf ein trigonometrisches Verfahren zurückgegriffen. Die Auslenkung der Proben Spitze wird von der Nullachse aus gemessen und anschließend über den Sinuszusammenhang der mit der Probenlänge eingeschlossene Winkel berechnet.

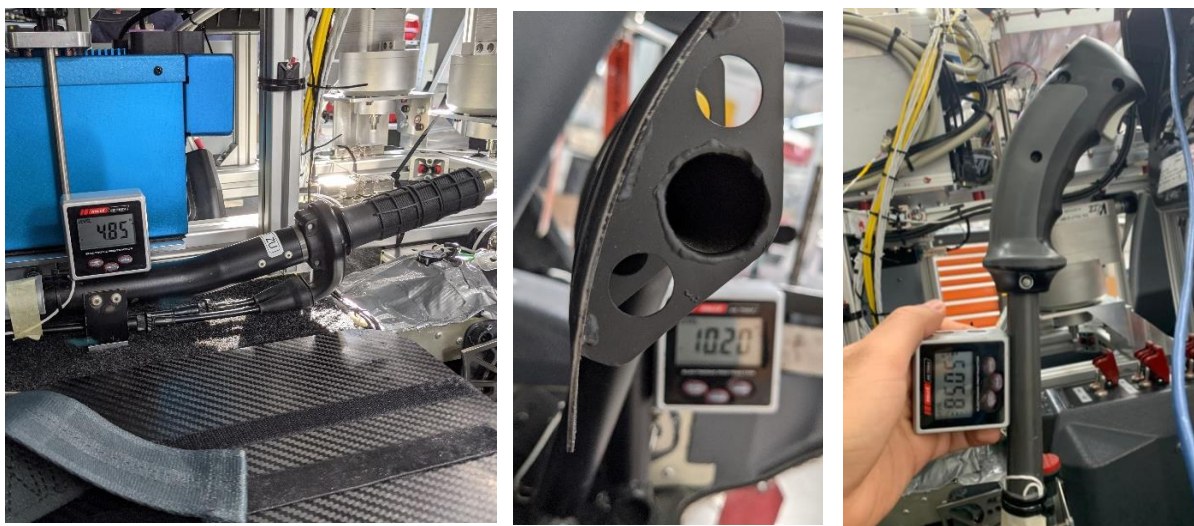






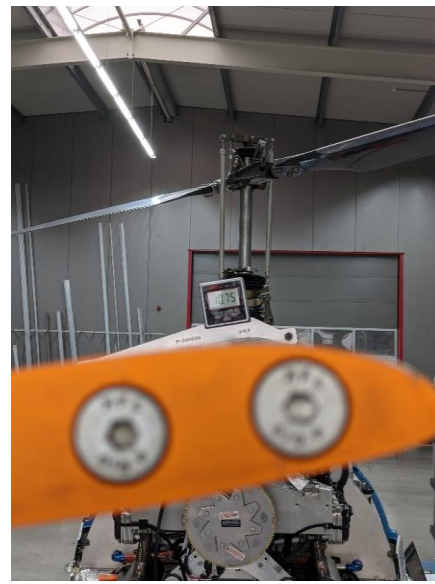
**Abbildung 6-6: Kalibrierung des Air Data Booms** (oben: links: Winkelmessung an der Montagegestange der Air-Data Sonde, mittig: obere Endlage der Anstellwinkelmessung, rechts: untere Endlage der Anstellwinkelmessung; unten: Ermittlung der Nulllage der Schiebewinkelmessung)

Anschließend erfolgt die Vermessung der Steuerorgane im Cockpit mit der zugehörigen Sensorik. Am Fluggerät sind hierfür sowohl Drehpotentiometer an den Steuerorganen selbst verbaut, als auch Seilzugpotentiometer an den Steuerstangen unterhalb der Taumelscheibe. Die Werte der Potentiometer werden in Abhängigkeit der Winkelstellung der Steuerorgane (siehe Abbildung 6-7) in eine Tabelle übertragen, um die Rohdaten im *Postprocessing* in Steuerwinkel umrechnen zu können. Der Winkelzusammenhang zwischen Steuerorganen und Drehpotentiometern wird in die Aufzeichnungssoftware übernommen und zusätzlich zu den Rohdaten aufgezeichnet.



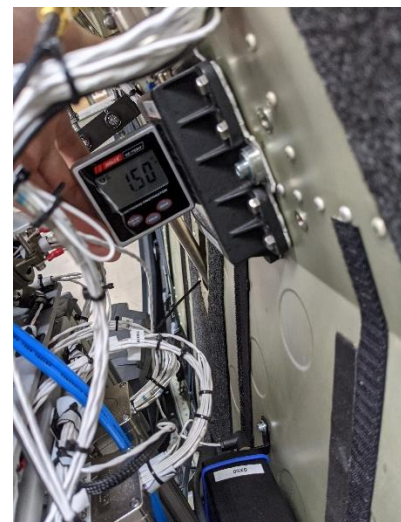
**Abbildung 6-7: Kalibrierung der Steuerorgane im Cockpit und der zugehörigen Potentiometermessungen sowie unter der Taumelscheibe** (links: Kollektiv, mittig: Pedal, rechts: Stick)

Den komplexesten Teil der Kalibrierung stellt die Vermessung der Blattwinkel in Abhängigkeit der Einsteuerung dar. Diese werden durch Winkelmesser mit Hilfe einer speziellen Vorrichtung an der Radiusposition  $r = 0,7$  über mehrere Umlaufwinkelpositionen aufgenommen. Die Steuerorgane werden in ihrer jeweiligen Position fixiert und anschließend die Blattwinkel am oberen und am unteren Rotorblatt über einen Umlauf aufgenommen (siehe dazu Abbildung 6-8).



**Abbildung 6-8: Vermessung der Rotorblattwinkels bei verschiedenen Steuereingaben (links: Fixierung der Steuerorgane, rechts: Blattwinkelmessung an  $r=0,7$  über mehrere Umlaufwinkel)**

Je Umlauf werden die Umlaufpositionen (Azimutwinkel  $\psi$ )  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$  und  $270^\circ$  des oberen sowie des unteren Rotors sowie die beiden Begegnungswinkel der beiden Rotorblätter gewählt. Als Steuereingaben werden mehrere Abstufungen der Kollektivstellung mit rein longitudinalen Ausschlägen nach vorne und hinten, rein lateralen Ausschlägen rechts und links sowie den vier  $45^\circ$  Ausschlägen des Sticks sowie der Nullstellung des Pedals und seine beiden Endlagen kombiniert. Hierdurch ergeben sich über 1000 Messpunkte woraus eine mehrdimensionale Matrix der Blatteinstellwinkel über die Steuereingaben im Cockpit sowie der gemessenen Taumelscheibenstellungen hergeleitet wird. Mithilfe dieser Matrix können über Interpolation zu jeder Steuereingabe des Piloten die zugehörigen Rotorblattwinkel sehr genau ermittelt werden.



**Abbildung 6-9: Vermessung der Einbauwinkel bestimmter Sensoren (links: Winkelbeschleunigungssensor, rechts: Inertialsensor)**

Weiterhin werden, wie in Abbildung 6-9 zu sehen, die Einbauwinkel aller Sensoren vermessen, die in einem eigenen Koordinatensystem aufzeichnen um deren Messdaten schließlich in das



Schwerpunktsystem des Hubschraubers übertragen zu können. Hierzu gehören alle Beschleunigungssensoren. An Bord sind vier Inertialsensoren verbaut, die die translatorischen Beschleunigungen sowie die Geschwindigkeiten in allen drei Achsen messen. Außerdem ist ein Winkelbeschleunigungssensor verbaut.

Zuletzt erfolgt die Vermessung der Schwerpunktlage. Hierzu werden einerseits Gewichtsmessungen vorgenommen, wie in Abbildung 6-11 dargestellt, andererseits wird der Hubschrauber zum Zweck von Schwingversuchen aufgehängt (siehe Abbildung 6-10). Über die Pendelbewegung des Hubschraubers und die aufgezeichneten vier Inertialmessungen kann die z-Position des Schwerpunktes bestimmt werden. Außerdem ist eine Abschätzung der Rotationsträgheit des Hubschraubers möglich, sowie die exakte Lagebestimmung der Inertialsensoren relativ zum Schwerpunkt. Die Schwerpunktlage in x- und y-Achse kann über die Gewichtsmessung bestimmt werden. Hierzu werden vier Waagen eingesetzt, die an exakt bestimmten Punkten des Hubschraubers die Gewichtskraft messen. Wichtiger Punkt hierbei ist, dass die Masseverteilung (inkl. Pilot und allen Trimmgewichten) der des Flugversuches entspricht. Über die Gewichtsverteilung auf diese vier Punkte lässt sich anschließend die Schwerpunktlage ermitteln.



**Abbildung 6-10: Aufbau des Schwingversuches zur Bestimmung der z-Komponente des Schwerpunktes sowie der Einbauorte relativ zum Schwerpunkt der Inertialsensoren und des rotatorischen Trägheitsmomentes des Hubschraubers**



Abbildung 6-11: Wägung des Hubschraubers mit integriertem Messsystem mit Ermittlung der Schwerpunktslage in x- und y-Achse durch die vier Gewichtsaufnahmepunkte

### 6.2.3 AP312 Bemannte Flugversuche für Systemidentifikation

Für die Flugversuchsplanung und zur Auswahl der zu fliegenden Manöverpunkte wird eine ausführliche Literaturstudie durchgeführt und mit einem bereits aus dem LuFo Projekt CuROT vorhandenen CAMRAD Modell, das zu diesem Zwecke modifiziert wurde, ein großes Spektrum an linearisierten Matrizen erzeugt, um zu analysieren, in welchen Flugbereichen die größten Änderungen in der Flugphysik zu erwarten sind. Als wichtigste Manöverpunkte werden der Schwebeflugzustand und der Vorwärtsflug mit steigenden Geschwindigkeiten identifiziert. Aber auch Manöverpunkte in Seitwärtsflug und Schiebeflug sind vorgesehen. Außerdem werden zusätzliche Trimpunkte im Rückwärtsflug, Steigflug und Seitwärtsflug erflogen um auch kleinere Abweichungen aus dem Schwebeflugzustand in diesen Bereichen mit dem Simulationsmodell validieren zu können. An jedem Manöverpunkt werden 3-2-1-1 Manöver und Doubles mit definierten Manöverlängen geflogen, um möglichst alle Eigenfrequenzen in diesem Flugzustand anzuregen und die Systemantwort zu identifizieren.

Nach erfolgter Auswahl der Manöverpunkte wird mithilfe des *a priori* Modells des Lehrstuhls für Flugsystemdynamik an jedem dieser Punkte eine linearisierte Matrix erzeugt und eine Eigenwertanalyse vorgenommen, um die anzuregenden Frequenzen in jeder Manöverachse zu identifizieren und vorabzuschätzen. So ergeben sich in jeder Steuerachse zwei Manöverlängen, die je nach Flugzustand variieren. Für die Manöverlängen wurden die Unterscheidungsstufen Schwebeflug- und Langsamflugzuständen sowie Flugzustände mit großer Geschwindigkeit eingeführt, da hier die Eigenfrequenzen des *a priori* Modells große Unterschiede aufweisen. Um optimalen Informationsgehalt zu erreichen mussten hier die Manöverzeiten angepasst werden.

Um diese Manöver zu trainieren und die Machbarkeit zu validieren, wird das *a priori* Modell so angepasst, dass es in der Flugsimulationsumgebung ROSIE des Lehrstuhls für Hubschraubertechnik integriert werden kann. Anschließend ist der Testpilot von edm aerotec in einer Trainingswoche auf die Manöver eingeschult worden. Diese Schulungszeit wurde zudem genutzt um ein Verfahren zur praktischen Umsetzung im freien Helikopter zu entwickeln, da hier kein Copilot zur Unterstützung an Bord sein konnte (Aufgrund Positionierung Messsystem). Außerdem wurde die Machbarkeit der Manöverlängen verifiziert.

Im Simulator konnten so alle geplanten Manöver geflogen werden, aufgrund der fehlenden Zelldynamik stellten sich allerdings Manöverpunkte nahe des Schwebeflugpunktes als sehr schwierig zu fliegen heraus, was für die realen Flugtests in diesem Umfang jedoch nicht der Realität entsprach. Die Manöverzeiten waren vom Piloten gut umsetzbar und für die realen Flugtests wurde ein Audioinput-Verfahren entwickelt um die fehlende Unterstützung des Copiloten zu ersetzen.



Abbildung 6-12: Dynamisches Manöver (3-2-1-1) im Flugsimulator ROSIE des Lehrstuhls für Hubschraubertechnik (TUM)

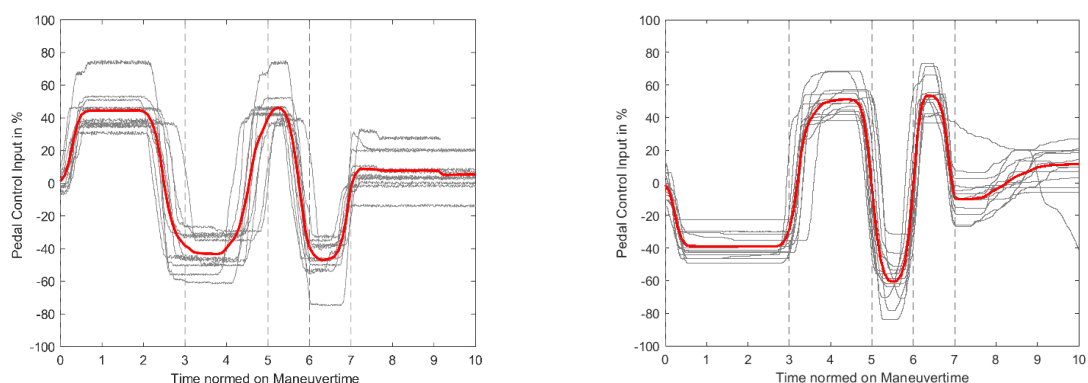
Die Flugversuche wurden im Anschluss an die erfolgreiche Integration und Kalibrierung des Messsystems (siehe Kap.6.2.2) durchgeführt. In zwei Kampagnen wurde ein Großteil der geplanten Manöverpunkte abgeflogen und das Messsystem, welches gleichzeitig die Grundlage für das zukünftige UAS Avioniksystem bildet, über mehr als 21 Flugstunden erprobt. So konnten bereits frühzeitig im Vorhaben erste Fehler oder Schwachstellen entdeckt und behoben werden. Außerdem wurden erste Erfahrungen mit dem Betrieb gesammelt und in Abläufe und Checklisten übertragen, die als Basis für den UAS Betrieb dienen werden.





**Abbildung 6-13: Setup für die Identifizierungsflüge mit instrumentiertem Hubschrauber, Antennenmast mit Wetterstation und der Bodenstation mit Datendisplay, Dokumentationsbrett und Funkgerät zum Einspielen des Audio-inputs und der Kommunikation mit dem Piloten**

Es zeigte sich, dass der Pilot gut in der Lage war, die trainierten Manöver umzusetzen. Auch die Manöverpunkte nahe dem Schwebeflugzustand waren, wie erwartet, deutlich besser zu fliegen. Durch das Training und die Entwicklung eines Verfahrens zur Umsetzung durch Audioinput im Simulator konnte in den Flugtests viel teure Flugzeit eingespart und bereits in den ersten Flügen wertvolle Daten erflogen werden. Ein weiterer Effekt war, dass der Pilot bereits auf die durch das Anregen der Eigenfrequenzen teils heftigen dynamischen Reaktionen des Hubschraubers vorbereitet war, da diese sich bereits im Flugsimulator zeigten.



**Abbildung 6-14: Manöver (3-2-1-1) im Giersteuer, normiert auf die Manöverzeit (links: Flug im Simulator, rechts: Flug bei den Identifizierungsflügen, grau: einzelnen Manöver, rot: Mittelwert)**

Die gewonnenen Daten dienen wiederum als Basis für die in AP313 durchgeführte Systemidentifikation des Modells (siehe Kap. 6.2.4), welches wiederum für die Entwicklung des Re-

gelalgorithmus benötigt wird und außerdem der Ausbildung der Sicherheitspiloten (UAS Fernpiloten) dient. Details zu Planung, Training und Durchführung der Flugversuchskampagne, sowie der Analyse der Manöverqualität wurden in [32] veröffentlicht.



Abbildung 6-15: Instrumentierter Hubschrauber während der Flugversuche

#### 6.2.4 AP313 Systemidentifikation und Parameterschätzung

Es wurden moderne Parameterschätzungsmethoden eingesetzt, um die unbekannten Parameter des flugdynamischen Modells mithilfe der Flugtestdaten zu schätzen. In der für die Parameterschätzung berücksichtigten Modellstruktur wurden das erwähnte Modell der Schlagbewegung (siehe AP310) und ein statisches *Inflow*-Modell verwendet.

Als Vorbereitung auf die Parameterschätzung werden die Flugtestdaten um die typischen Sensorfehler (*Bias*, Skalierung) korrigiert. Auch die Montageposition jedes Sensors in Bezug auf den Schwerpunkt des Hubschraubers wird in den Messungen korrigiert. Die Konsistenz verschiedener Messungen wurde mit unabhängigen Sensoren an Bord kontrolliert, und, wo notwendig, wurden die Testdaten im Postprocessing korrigiert. In einem zweiten Schritt werden die Messpunkte aus der Kalibrierung (siehe AP311) der Onboardsensorik verwendet, um ein kinematisches Modell des Hubschraubers zu erstellen. Dieses Modell hat die Messungen der Seilzugpotentiometer an der Taumelscheibe als *Input* und die Einstellwinkel der Rotorblätter ( $\theta_{col}$ ,  $\theta_s$ ,  $\theta_c$ ,  $\theta_{yaw}$ ) über den Azimutwinkel des Rotors als *Output*.

Im weiteren Verlauf dieses Arbeitspakets wurden durch die Analyse der Flugtestdaten bestimmter Flugsegmente an windfreien Tagen die Luftgeschwindigkeitsmessung mittels eines Pitot-Rohrs an Bord kalibriert. Die Kalibrierungsformel wurde verwendet um die aerodynamische Geschwindigkeit über alle Manöver zu rekonstruieren. Anschließend wurden die Flugtestdaten aus den dynamischen Manövern im Vorwärtsflug verwendet, um die aerodynamischen

Beiwerte des Rumpfs und anderen aerodynamischen (Steuer-) Flächen zu bestimmen. Außerdem wurden die aerodynamischen Parameter des Rotorsystems auch im Vorwärtsflug aktualisiert. Die aerodynamische Interaktion des Rotorsystems mit dem Rumpf wird implizit in den geschätzten Werten der jeweiligen Parametersätze betrachtet. Das aktualisierte nichtlineare Modell mit korrekten Parametern für Vorwärtsfluggeschwindigkeiten wurde u.a. zwecks Pilotenausbildung eingesetzt.

Im Rahmen der Flugtestkampagne zwecks Systemidentifikation war das Magnetometer aufgrund von Kalibrierungsproblemen außer Betrieb. Dementsprechend waren die Messungen des Kurses falsch. Wir haben im Berichtszeitraum Funktionen geschrieben, die mithilfe der GPS-Messungen an zwei versetzten Positionen des Hubschraubers und unterstützt von den restlichen aufgezeichneten Flugparametern den Kurs (*Heading*) rekonstruieren (siehe Abbildung 6-16). Dieser Ansatz basiert auf einem sogenannten RTS-*Smoother*. Dabei werden die experimentellen Flugtestdaten mit der *a priori* Information der kinematischen Bewegungsgleichungen eines Starrkörpers kombiniert. Als Nebenprodukt unseres Ansatzes werden auch rekonstruierte bzw. “smoothed“ Verläufe der restlichen Flugtestdaten ausgerechnet. Abbildung 6-17 zeigt einen Vergleich der rekonstruierten Flugtestdaten mit den rohen Messungen der IMUs. Der Gewinn an Qualität und Reduktion des Rauschens ist leicht erkennbar.

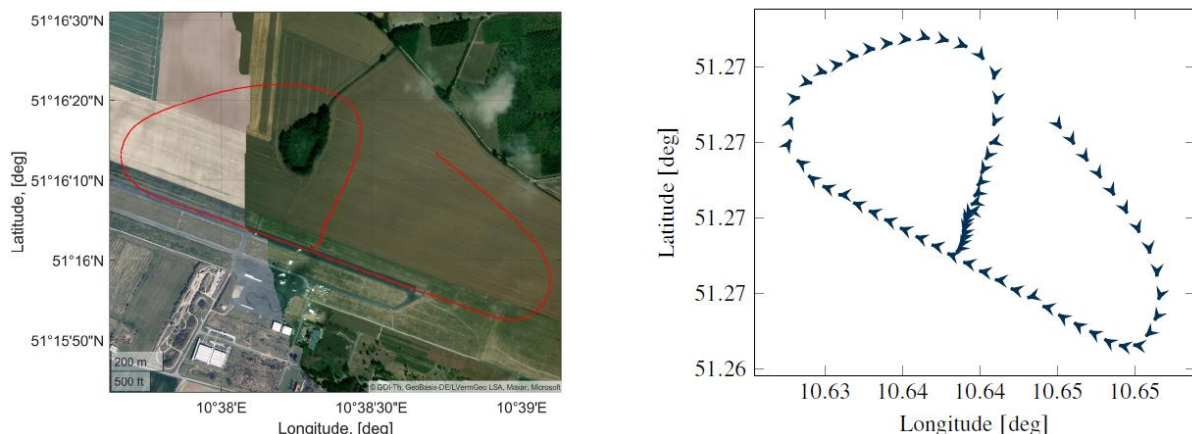
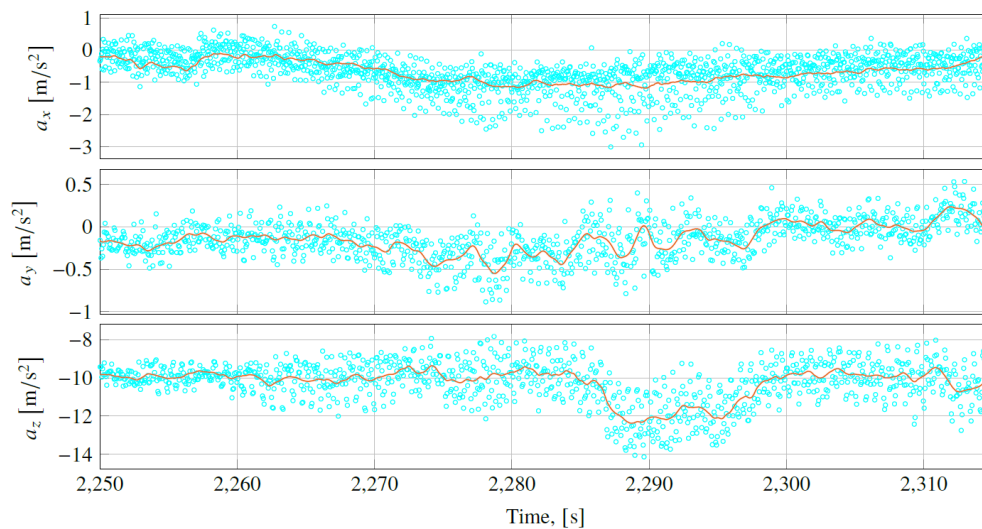


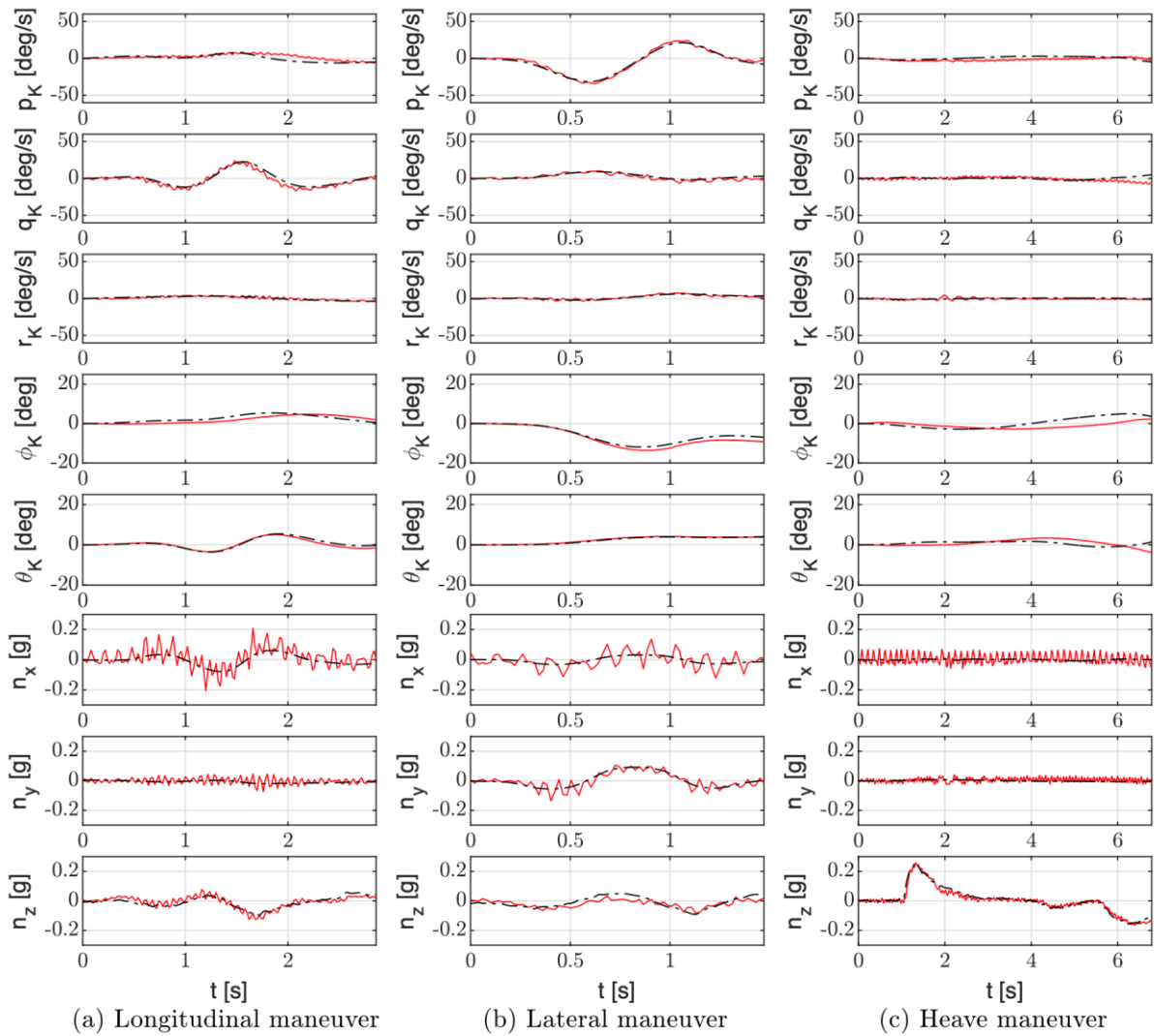
Abbildung 6-16: Flugbahn und der rekonstruierte Kurs entlang der Trajektorie.



**Abbildung 6-17: Rekonstruierte Beschleunigungen des Hubschraubers während des Flugs.**

Für die Modellidentifikation wurden in einem ersten Schritt genauere Schätzwerte für die Massenträgheitsmomente des Hubschraubers mithilfe der Flugtestdaten und auf Basis der Eigenheiten der Dynamik der Hubschrauber mit einem Teeter-Rotorkopf ermittelt. Diese sind enorm wichtig, um die Dynamik des Hubschraubers präzise abzubilden. Die Schätzung der aerodynamischen Parameter des Rotors (im nichtlinearen Simulationsmodell) im Schwebeflug wurden auch entsprechend aktualisiert. Außerdem wurden Methoden entwickelt, um den relativen Abstand der IMU an Bord des Hubschraubers zum Schwerpunkt zu bestimmen. Dieses hat zu einem besseren Modellfit der lateralen und longitudinalen (entlang der *Body-Fixed* x, y-Achsen) Beschleunigungen geführt. Die aktualisierten Ergebnisse der Parameterschätzung auf Basis des nichtlinearen Modells wurden im Rahmen einer Veröffentlichung in einer speziellen Ausgabe zum Thema Systemidentifikation im *Journal of Aircraft* veröffentlicht [33].

In unserem Hauptmodellierungsansatz werden die aerodynamischen Parameter des Hubschraubers in einem nichtlinearen physikbasierten Modell auf Basis der Flugtestdaten geschätzt. Dieses kann linearisiert werden. Die linearen Modelle sind für die Auslegung des Flugreglers und Stabilitätsanalysen notwendig. Um die Ergebnisse dieses neuartigen Ansatzes (Hubschrauberparameterschätzung auf Basis eines nichtlinearen Modells) zu verifizieren, wurden in einer Studienarbeit lineare Modelle des Hubschraubers im Schwebeflug geschätzt. Die Parameterschätzung erfolgte im Zeitbereich. Abbildung 6-18 stellt die *Outputs* des identifizierten linearen Modells, überlagert mit den Flugtestdaten, dar. Das identifizierte lineare Modell stimmt zum größten Teil mit den linearisierten Modellen aus dem nichtlinearen Modell überein.



**Abbildung 6-18: Outputs des linearen Modells (schwarz strichpunktiert) und die Flugtestdaten (rot durchgezogen) für verschiedene Manöver.**

Nach der Parameterschätzung wird eine Unsicherheitsanalyse der geschätzten Werte der aerodynamischen Parameter durchgeführt. Mithilfe der bekannten Methoden der *Maximum-Likelihood* Parameterschätzung wurden geschätzte Werte für die Standardabweichungen sowie die zugehörige Korrelationsmatrix der jeweiligen Parameter berechnet. Die Letztere ist ein Maß für die Abschätzung der linearen Abhängigkeit der aerodynamischen Parameter voneinander. Der Betrag der Einträge der Korrelationsmatrix ist in Abbildung 6-19 visualisiert.



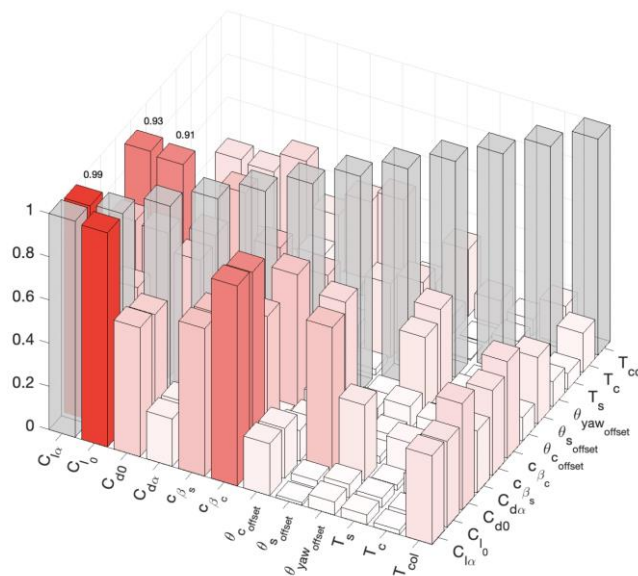


Abbildung 6-19: Der Betrag der Korrelationsmatrix der geschätzten Parameter

Die Inbetriebnahme des EPUCOR-Systems sowie der Funktionen hat zunächst im Schwebeflugtrainer der Firma edm-aerotec GmbH stattgefunden. Um eine sichere Inbetriebnahme des Flugreglers zu ermöglichen, wurde zuerst anhand der *Open-Loop* Flugdaten vom Schwebegestell ein lineares Modell für das dynamische Verhalten des CoAX600-UAV Hubschraubers unter den Begrenzungen des Schwebeflugtrainers identifiziert. Außerdem wurden die aufgezeichneten Daten während der Schwebeflugversuche zwecks Identifikation der *Low-Order-Equivalent* (LOE) Modelle der Aktuatoren verwendet. Diese einfachen linearen Modelle, die das dynamische Verhalten der Aktuatoren abbilden, wurden später für die Analyse der Stabilität des Hubschraubers während der *Closed-Loop* (CL) Flüge eingesetzt.

### 6.2.5 AP314 Entwicklung eines Simulators für Pilotentraining

Das integrierte flugdynamische Modell mit den identifizierten Parameterwerten (siehe APs 310 und 313) wurde zwecks Pilotenausbildung (AP621) eingesetzt. Drei alternative Ansätze wurden hierfür implementiert.

- Für das Simulink-Modell wurde eine UDP-Schnittstelle implementiert, um die Inputs eines Empfängers über einen seriellen Adapter einzulesen. Diese Implementierung erlaubt dem Piloten über die für den Hubschrauber vorgesehene originale Fernsteuerung das flugdynamische Modell zu fliegen. Für die Visualisierung wird die *open-source software Flight Gear* eingesetzt (siehe **Abbildung 6-20**).
- Für die AFCS HIL Tests läuft das Modell auf einem Realtime PC und kann über das originale Avioniksystem des Hubschraubers gesteuert werden. In diesem Aufbau wird ein zweiter Rechner mit Großbildschirm zur Visualisierung eingesetzt. Die gesamte *Hardware* ist dabei auf einer originalen Zellenstruktur des CoAx600 inklusive Steuerstangen und unterer (nicht drehender) Taumelscheibe montiert. **Abbildung 6-21** zeigt diesen Aufbau inklusive Anzeigeeinheit und Fernsteuerung.

- Das Modell und die Schnittstelle zur Fernsteuerung wurden auch in den Simulator des Lehrstuhls für Hubschraubertechnologie (ROSIE) integriert. Dabei besteht die Möglichkeit, den CoAX600 im Cockpit über die Cockpitsteuerorgane zu fliegen oder auf Außensicht umzustellen und über die Fernsteuerung zu fliegen (s. Abbildung 6-12).



Abbildung 6-20: Mobiler Simulator zum flexiblen Pilotentraining mit original Empfänger und Fernsteuerung im *Loop*

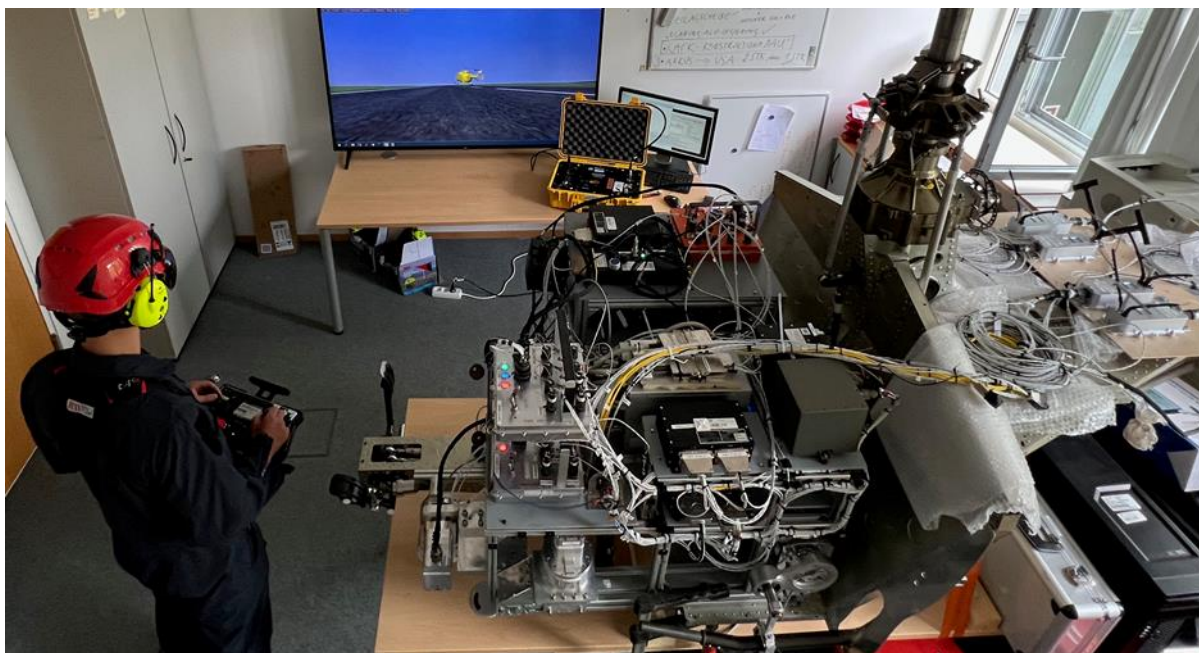


Abbildung 6-21: Simulator mit AFCS, FTS und Pilot im *Loop* (Fernsteuerung und Anzeigegerät li. hinten)

## 6.2.6 AP315 Implementierung der Algorithmen für die Analyse der Flugdynamik

Die Grundstruktur des Simulationsmodells wurde bereits frühzeitig entwickelt und zusammen mit einer Trimm- und Linearisierungsroutine in Simulink implementiert. Diese Umgebung erlaubt die Durchführung von Trimm- und Linearisierungsvorgängen direkt auf Basis des Simulink-Modells. Die Vorteile dabei sind:

- Die Effizienz der neuen Methode: Das Modell kann in kurzer Zeit über zahlreiche Punkte in der Flugenvelope getrimmt und linearisiert werden. Aus dem Simulink-Modell wird C-Code generiert, der als Grundlage für die Lösung des aus dem Trimmproblem resultierenden Gleichungssystems dient. Diese Eigenschaft erlaubt die effiziente Analyse der Flugdynamik über den gesamten Flugbereich.
- Das Simulink-basierte Modell wird für die *Modell-in-the-Loop* (MIL) Tests des Flugreglers sowie *Hardware-in-the-Loop* (HIL) Tests der Avionik verwendet. Die Verwendung des gleichen Modells für die lineare Systemanalyse und *Gain-Tuning* des Flugreglers schließt zusätzliche Fehlerquellen aus.
- Die Software ist in der Lage, automatisiert Plots und Berichte über die Flugdynamik zu generieren. Diese vereinfachen eine zeitlich effiziente Auswertung der flugdynamischen Eigenschaften des Hubschraubers.

Die TLMPC Trimm- und Linearisierungsumgebung wurde bereits im Rahmen anderer Projekte am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik entwickelt, jedoch mit Fokus auf Flächenflieger und Multikopter-Konfigurationen. In EPUCOR wurden die Basisfunktionen hinsichtlich der Eigenheiten der Hubschrauber weiterentwickelt. Ein wichtiger Schritt dabei war die Erweiterung des Gleichungssystems um die impliziten Variablen des *Rotorinflows*. Der *Inflow* eines Hubschrauberrotors ändert sich abhängig vom Trimpunkt (u.a. Vorwärts- und Steigfluggeschwindigkeit) und wird deswegen explizit im Trimmvorgang betrachtet. Die in TLMPC verwendete Modellstruktur des CoAX600-UAV Hubschraubers ist in Abbildung 6-22 dargestellt.

Die Trimm- und Linearisierung des Hubschraubermodells in TLMPC verlangte eine neue Implementierung der Rotordynamik. Mithilfe eines Ansatzes wurde die zeitperiodische Differentialgleichung der Schlagbewegung in zwei zeitinvariante Differentialgleichungen für die longitudinale und laterale Richtung umgeschrieben. Anschließend wurden die aerodynamischen Parameter des nichtlinearen Modells des Hubschraubers auf Basis der Ergebnisse der Parameterschätzung (AP313) aktualisiert und das AP damit abgeschlossen.



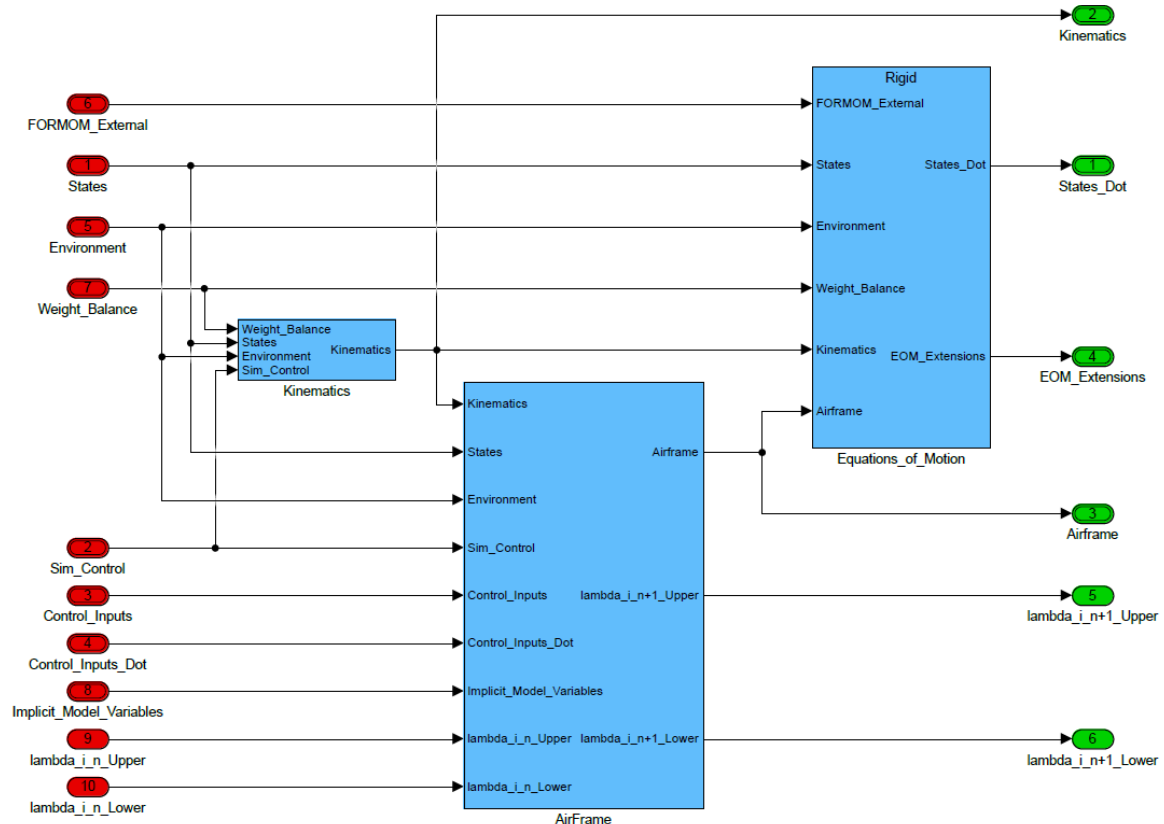


Abbildung 6-22: Die Struktur des CoAX600-UAV Modells in TLMPC

### 6.2.7 AP330: Reglerentwicklung

Im Rahmen des Projektes EPUCOR wurden zunächst im Bereich der Flugreglerentwicklung die folgenden Pakete bearbeitet und teilweise abgeschlossen.

- Entwicklung und Implementierung einer *git-Repository* Umgebung für *multiple Software-Module*.
- Sicherheitskritische Entwicklung des *Direct-Laws* inklusive korrekter *Interfaces*.
- Sicherheitskritische Entwicklung des *Rate-Laws* inklusive korrekter *Interfaces*.
- Aufsetzen einer automatische *Tuning-Routine* für das *Rate-Law*, basierend auf einem linearen Streckenmodell.
- Erweitern des Modells zur Untersuchung der *Noise-* und *Vibrationsübertragung* von Messsignalen auf Aktuatorbefehle.

#### Entwicklung und Implementierung einer *git-Repository* Umgebung für *multiple Software-Module*

Eine Entwicklungsumgebung für *multiple git-Repositories* wurde konzipiert und implementiert, wobei die folgenden Gesichtspunkte besonderer Aufmerksamkeit unterliegen:

- Kein redundantes „Aushecken“ gleicher *Repository*-Submodule innerhalb der gesamten Struktur. Jedes Submodul nur einmal, sodass es keine „shadowed“-files gibt und der nötige Speicherplatz minimiert wird.
- Gewährleistung von *Traceability* und Transparenz. Im sogenannten „*configuration\_master*“ *Repository* wird durch dessen *commits* ein eindeutiger Stand und Subkomponenten-Versionen festgelegt, sodass zu späterer Zeit über das *configuration\_master repository* bestimmte Stände eindeutig geladen werden können und Funktionalität gewährleistet werden kann.
- Nutzung von „*Branches*“ innerhalb des *configuration\_master Repository*, um Entwicklung von Subkomponenten zu vereinfachen, die nicht alle Submodule des Projektes benötigen.

### **Sicherheitskritische Entwicklung des Direct Laws inklusive korrekter Interfaces**

Implementierung des *Direct-Law* Simulink-Modells, mit dem die Pilotenkommandos direkt auf die Aktuatorkommandos weitergeleitet werden. Hierbei wurden die folgenden Aspekte berücksichtigt:

- Identisches *Direct-Law* auf FCC und PDCU, um identisches Verhalten aus Sicht des Piloten zu gewährleisten.
- Berücksichtigung der korrekten Interfaces des echten FCC.
- Implementierung mit *Code-Compliant* Blöcken unter Berücksichtigung des FSD internen Prozesses.

### **Sicherheitskritische Entwicklung des Rate Laws inklusive korrekter Interfaces**

Anpassung des *Rate-Law* Simulink-Modells im Hinblick auf korrekte *Interfaces* und *code-compliant* Blöcken. *Top-Level* Ansicht ist in **Abbildung 6-23** dargestellt.

- Berücksichtigung der korrekten Interfaces des echten FCC.
- Implementierung mit *Code-Compliant* Blöcken unter Berücksichtigung des FSD internen Prozesses.
- Prüfen des Modells mit dem *Model Advisor* in Bezug auf FSD interne sowie MATLAB interne *Modeling-Guidelines*.

### **Aufsetzen einer automatische *Tuning*-Routine für das *Rate-Law* basierend auf einem linearen Streckenmodell**

Aufsetzen eines *Tuning-Frameworks* für das *Rate-Law*, um *Tuning-Goals* wie beispielsweise *Stability-Margins* (Aktuator- und Sensorcuts) oder Vibrationsverstärkung zu optimieren. Grundlage ist zunächst das lineare Streckenmodell für den Schwebezustand, allerdings können in Zukunft weitere lineare Modelle berücksichtigt werden (*Envelope-Gridding* und simultanes Tunen über alle so berücksichtigten Flugzustände möglich). Übersicht des *Closed-Loop Tuning*-Modells in **Abbildung 6-24**.

### **Erweitern des Modells zur Untersuchung der Noise- und Vibrationsübertragung von Messsignalen auf Aktuatorkommandos**

The diagram illustrates a control system for a quadcopter. It begins with a reference input  $r$  (represented by a square wave icon) which is compared with the system output  $y$  (represented by a circle icon) to generate an error signal. This error signal is processed by a **Controller** block to produce a control signal  $u_{cmd}$ . The signal  $u_{cmd}$  is then processed by an **Actuators** block to produce control inputs  $u_1, u_2, u_3, u_4$ . These inputs are fed into the **Plant** block, which produces the output  $y$ . The output  $y$  is also fed back to the error calculation and through a **Plant Feedback** block to produce a feedback signal  $r_{plant\_out}$ .

Seite 43/95

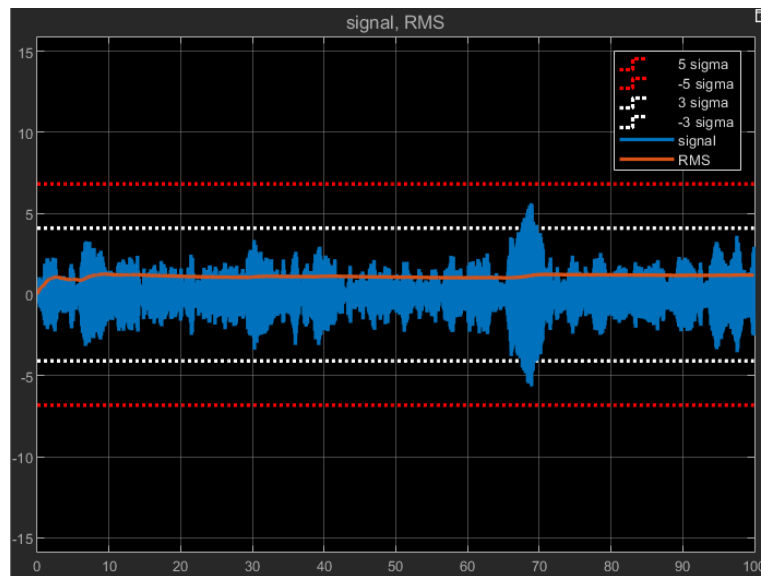
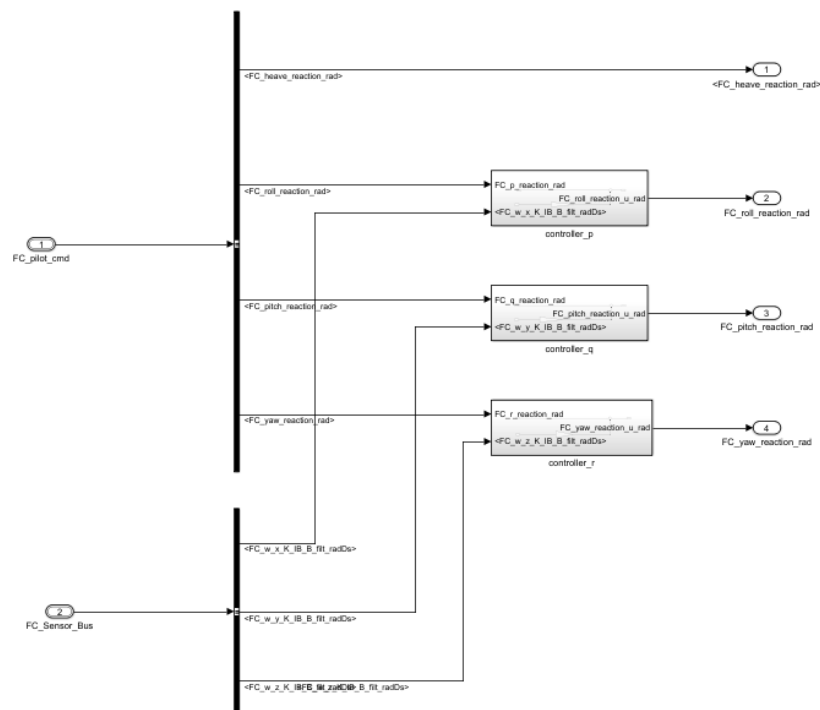


Abbildung 6-25: Exemplarisch: Evaluieren des erwarteten und tatsächlichen Noiselevels

Der Flugregler wurde nach den Identifizierungsflügen auf Basis der Weiterentwicklung des Simulationsmodells und der neuen Erkenntnisse bzgl. der Flugdynamik, der Sensorik an Bord und des Flugbetriebs weiterentwickelt. Neben dem bereits vorhandenen *Direct-* und *Rate-Law* wurde ein neuer Modus *Stability-Augmentation* implementiert. Dieser Modus ähnelt dem *Direct-Law*, beinhaltet jedoch einen *Feedback-Loop* der Winkelraten, um die Dämpfung der Rotationsbewegung des Hubschraubers künstlich zu erhöhen. Dieser Modus hat den Vorteil einer zusätzlichen Stabilisierung mithilfe des Regelgesetzes, während die direkte Steuerung des Piloten über den Hubschrauber unberührt bleibt. Die *Gains* dieser Zustandsrückführung wurden mithilfe des identifizierten Modells des Hubschraubers ausgelegt. Anschließend wurde die Stabilität des *Closed-Loop* Systems (sowohl für den freifliegenden Hubschrauber als auch für den Hubschrauber im Schwebegestell) mithilfe der linearen Systemanalyse und der Berechnung der Stabilitätsränder (*Gain and Phase Margins*) analysiert. Die Stabilisierung der Rotationsbewegung in *Stability Augmentation* erfolgt Achsengetrennt, wie in Abbildung 6-26 visualisiert.

Außerdem wurde der Ratenregler deutlich überarbeitet. Die auf INDI basierte Implementierung wurde mithilfe des weiterentwickelten flugdynamischen Modells aktualisiert. Die *Gains* wurden mithilfe der linearisierten Modelle für ein optimales Flugverhalten eingestellt. Der Regler wurde in einer *Closed-Loop* Modellierungsumgebung getestet.

Abbildung 6-26: *Stabilization-Law* Flugregler in Simulink.

Im Rahmen der Flugtests im Schwebegestell wurde schließlich festgestellt, dass das Verhalten des Ratenreglers in der unmittelbaren Bodennähe, bzw. während des Starts bzw. der Landung geändert werden muss. Der INDI Regler verfügt über Integratoren, die für das nominelle Verhalten des Reglers notwendig sind. Diese verursachen auf dem Boden jedoch *windups* in den Aktuatoren, wodurch diese in ihre Grenzen fahren. Der erste Ansatz war das Ausschalten der Integratoren während des Bodenkontakts bzw. in der unmittelbaren Bodennähe. Dies hat jedoch zu einem sehr unintuitiven Verhalten des Ratenreglers geführt, was für den Piloten schwer zu beherrschen war. Demnach wurde ein neuer, robuster (linearer) Ratenregler für den Flug des Hubschraubers in Bodennähe ausgelegt und implementiert. Der Pilot kann über die Fernsteuerung zwischen den beiden Ratenreglern wechseln. Die Struktur des Ratenreglers wird in der Abbildung 6-26 dargestellt.

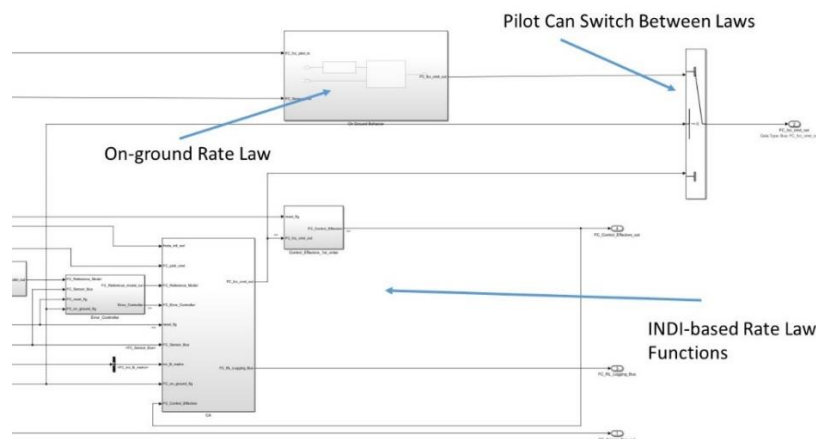


Abbildung 6-27: Die Struktur des Ratenreglers in Simulink.

Neben den Regelgesetzen wurden für die Flugregelungssoftware geeignete Filter ausgelegt, um das hohe Messrauschen und die aus dem Rotorsystem und der Struktur induzierten Oszillationen vor der Verwendung in der Software abzumildern. Die Filter verhindern damit eine Rückführung des Rauschens zu den Aktuatoren. Da die Eckfrequenz der Filter im Vergleich zu der Abtastrate des FCCs relativ hoch sind, wurden die Filter mithilfe einer *Tustin*-Transformation als diskrete Filter in der Software implementiert.

## 6.2.8 AP340 /350 Definition und Auslegung AFCS Hardware

Die gesamte Systemarchitektur ist in Abbildung 6-28 dargestellt. Die wesentlichen Komponenten und Funktionen sind im Folgenden zusammengefasst (nicht vollständig):

- *FCC*: Der *Flight Control Computer* implementiert Regelungsgesetze verschiedener Automatisierungsgrade für den normalen Flugbetrieb. Abhängig von den gemessenen Flugzustandsgrößen und den empfangenen Pilotenkommandos werden Stellkommandos erzeugt und an die Aktuatoren geschickt. Weitere Funktionen umfassen die Überwachung und Auswahl redundanter Signale sowie die Betriebsartenlogik zur Umschaltung der Reglermodi und anderer Systemzustände.
- *SDCU*: Die System *DCU* dient als Schnittstelle zu verschiedenen Sensoren, liest oder digitalisiert die Messwerte und leitet diese zur weiteren Verwendung auf dem FCC und zur Datenaufzeichnung weiter.
- *PDCU*: Die *Pilot DCU* implementiert als unabhängiges *Backup* System zum FCC Steuerungsgesetze für die direkte Flugsteuerung, auf die bei einer Fehlfunktion oder Signalverlust vom FCC umgeschaltet werden kann. Hierzu verfügt die PDCU über eine unabhängige Datenleitung zu den Aktuatoren. Auch die Überwachung der Integrität und Verfügbarkeit der FCC Kommandos und die Interpretation von Pilotenkommandos zur Umschaltung auf die direkte Steuerung ist auf der PDCU umgesetzt.
- *Receiver Box*: Über die *Receiver Box* werden Kommandos der Fernsteuerung des Sicherheitspiloten empfangen und an FCC und PDCU weitergeleitet.
- *Operator Modem*: Über das *Operator Modem* wird der Datenlink mit der Bodenstation hergestellt.
- *ADAHRS*: Das ADAHRS stellt als primärer Sensor für die Flugregelung Luftdaten sowie Beschleunigungs-, Drehraten- und Lageinformation bereit.
- *IMU*: Als zusätzliche Signalquelle für die Flugregelung werden drei Inertialbeschleunigungs- und Ratensensoren mit zusätzlichen GPS Empfängern und integrierter Datenkonsolidierung verwendet.
- *ODB*: Die Omega-Dot-Box misst die inertialen Drehbeschleunigungen in allen drei Achsen für die Verwendung in den Flugregelungsgesetzen.
- *DAU*: Die *Data Acquisition Unit* dient als Flugdatenschreiber und speichert alle empfangenen Daten für die spätere Auswertung ab.

Das Sicherheits- und Degradationskonzept, insbesondere für die Umschaltung auf die direkte Flugsteuerung über die PDCU wurde im Rahmen von AP410 (siehe Abschnitt 6.3.1) entwickelt.

Zur Absicherung der Funkstrecke für die direkte Flugsteuerung durch den Sicherheitspiloten ist diese redundant ausgelegt. Der verwendete Sender verfügt über drei unabhängige Sendemodule (2 x 2,4 GHz, 1 x 900 MHz), welche bordseitig durch 7 Empfangsmodule (PFCS: 2 x 2,4 GHz, 1 x 900 MHz, DFCS: 3 x 2,4 GHz, 1 x 900 MHz) empfangen werden, um sowohl Abschattungseffekte, Ausfall- oder Fehlfunktion sowie temporäre Störung eines Frequenzbereichs tolerieren zu können. Die Verbindung zur Bodenstation ist über eine weitere, unabhängige Funkstrecke realisiert und das Flugabbruchsystem verfügt ebenfalls über eine eigene Funkstrecke mit mehreren bordseitigen Antennen.

Die Schnittstellen aller verwendeten Geräte sind vollständig in normalisierter, maschinenlesbarer Form in einem Datenbanksystem hinterlegt. Dies umfasst sowohl die physikalischen Schnittstellen (Stecker und Gegenstecker, Pin-Belegung) als auch die Transportschicht (Datenbus-Standard, Protokoll, Integritätssicherung, Bit/Baudraten, Datenworte, übertragene Parameter inkl. Datentyp, Auflösung und Übertragungsrate) und die Anwendungsschicht (Logische Eingangs- und Ausgangssignale der einzelnen Softwarefunktionen inkl. Datentyp, Verknüpfung mit der Transportschicht und Skalierung). Ein beispielhafter Auszug ist in Abbildung 6-29 gezeigt. Zusätzlich sind alle logischen Verknüpfungen zwischen Komponenten sowie deren physikalische Umsetzung in Form von Kabelplänen hinterlegt. Zur Unterstützung der in AP440 durchgeführten Arbeiten werden hieraus automatisiert Stücklisten der benötigten Stecker, sowie Pinbelegungs- und Verkabelungspläne abgeleitet.

AP350 umfasst auch die Definition der Kommunikationsschnittstellen von Komponenten mit anwendungsspezifischer Software, die entsprechend keine vordefinierten digitalen Schnittstellen und Protokolle bereitstellen. Dies betrifft konkret die *System DCU*, *Pilot DCU*, *FCC*, *DAU* und das Modem für die Funkstrecke der Bodenstation. Alle entwickelten digitalen Schnittstellen basieren auf Standard Avionik Bussystemen (ARINC 429, ARINC 825) und setzen die entsprechenden Protokolle und Entwicklungsrichtlinien um. Um die Sicherheitsanforderungen an das AFCS zu erfüllen, werden außerdem ausschließlich Protokolle mit integritätssichernden Maßnahmen (Bit-Stuffing, Prüfsummen, etc.) verwendet. Die Auflösung und Datenrate der über die jeweiligen Kommunikationsschnittstellen übertragenen Signale wurden hinsichtlich der Anforderungen der Flugregelungsalgorithmen und der verfügbaren Bandbreite ausgelegt und abschließend durch eine Überprüfung der Busauslastung validiert.



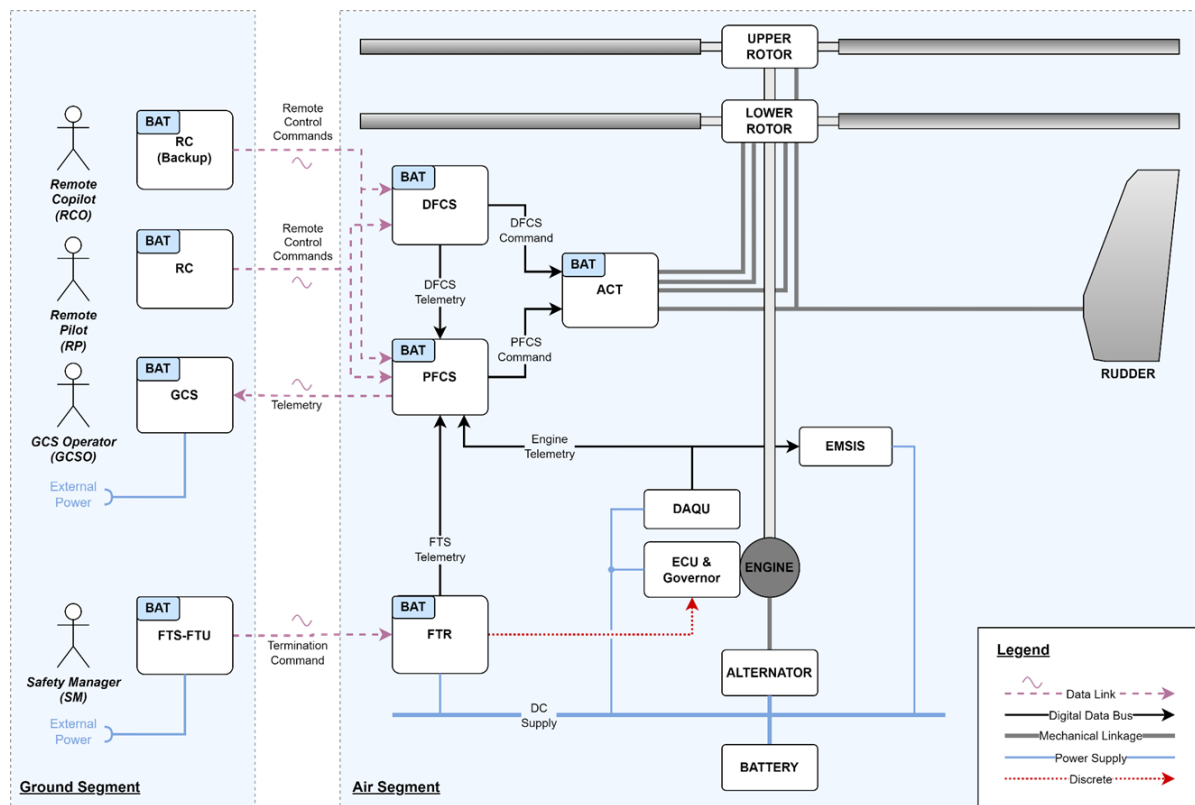


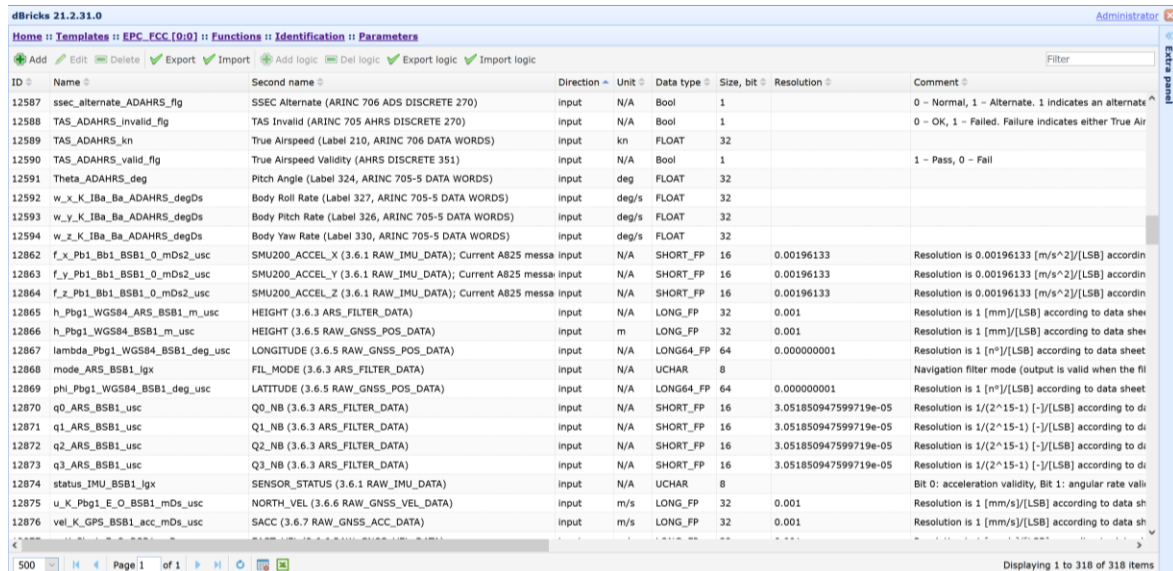
Abbildung 6-28: Darstellung der gesamten AFCS Systemarchitektur

In diesem Zusammenhang wurden auch die Schnittstellen zu den durch die Projektpartner entwickelten Systemen durch die TUM definiert und mit den Projektpartnern abgestimmt. In Q1 2021 wurden diese abschließend durch formale *Interface Control Documents* (ICD) dokumentiert.

Um eine nahtlose Integration zwischen Transportschicht und Anwendungsschicht zu gewährleisten, wurde eine Werkzeugkette zur automatischen Erzeugung von Artefakten zur Schnittstellendefinition in der jeweiligen Entwicklungsumgebung aus der Schnittstellen-Datenbank aufgesetzt. Dadurch werden beispielsweise *Data Dictionaries*, welche *Simulink* Bus Objekte zur Definition der *Top Level* Schnittstellen von *Simulink*-Modellen für die Entwicklung von Flugregelungsgesetzten und Rekonfigurationslogik enthalten, erzeugt. Zusätzlich wird ein vor-konfigurierter Modellrahmen erstellt, welcher als Vorlage für den Entwickler dient, so dass dieser die eigentliche Applikation nur in diesen Rahmen einbetten muss (siehe Abbildung 6-30).

Durch dieses Vorgehen ist sichergestellt, dass die Entwurfsmodelle und der aus diesen automatisch erzeugte *Code* immer die korrekten Schnittstellen entsprechend der ICDs bereitstellen. Gleichzeitig werden auch protokollspezifische Teile des Treibercodes sowie *Header*-Dateien zur Definition von Datenstrukturen automatisch aus der Schnittstellen-Datenbank erzeugt. Da beide Softwareschichten durch die gemeinsame Datenbank immer auf konsistenten Daten basieren, kann sichergestellt werden, dass die von den Peripheriegeräten eingelesenen Signale

durch den entsprechenden Schnittstellentreiber immer den korrekten Signalen der Anwendungssoftware zugeordnet werden können was das Fehlerpotential minimiert.



ID	Name	Second name	Direction	Unit	Data type	Size, bit	Resolution	Comment
12587	ssec_alternate_ADAHRS_flg	SSEC Alternate (ARINC 706 ADS DISCRETE 270)	input	N/A	Bool	1		0 – Normal, 1 – Alternate. 1 indicates an alternate
12588	TAS_ADAHRS_invalid_flg	TAS Invalid (ARINC 705 AHS DISCRETE 270)	input	N/A	Bool	1		0 – OK, 1 – Failed. Failure indicates either True Air
12589	TAS_ADAHRS_kn	True Airspeed (Label 210, ARINC 706 DATA WORDS)	input	kn	FLOAT	32		
12590	TAS_ADAHRS_valid_flg	True Airspeed Validity (AHS DISCRETE 351)	input	N/A	Bool	1		1 – Pass, 0 – Fail
12591	Theta_ADAHRS_deg	Pitch Angle (Label 324, ARINC 705-5 DATA WORDS)	input	deg	FLOAT	32		
12592	w_x_Pb1_Bb1_BSB1_0_mDd2_usc	Body Roll Rate (Label 327, ARINC 705-5 DATA WORDS)	input	deg/s	FLOAT	32		
12593	w_y_K_IbA_Ba_ADAHRS_degDs	Body Pitch Rate (Label 326, ARINC 705-5 DATA WORDS)	input	deg/s	FLOAT	32		
12594	w_z_K_IbA_Ba_ADAHRS_degDs	Body Yaw Rate (Label 330, ARINC 705-5 DATA WORDS)	input	deg/s	FLOAT	32		
12602	f_x_Pb1_Bb1_BSB1_0_mDd2_usc	SMU200_ACCEL_X (3.6.1 RAW_IMU_DATA); Current A825 messa	input	N/A	SHORT_FP	16	0.00196133	Resolution is 0.00196133 [m/s^2]/[LSB] accordin
12603	f_y_Pb1_Bb1_BSB1_0_mDd2_usc	SMU200_ACCEL_Y (3.6.1 RAW_IMU_DATA); Current A825 messa	input	N/A	SHORT_FP	16	0.00196133	Resolution is 0.00196133 [m/s^2]/[LSB] accordin
12604	f_z_Pb1_Bb1_BSB1_0_mDd2_usc	SMU200_ACCEL_Z (3.6.1 RAW_IMU_DATA); Current A825 messa	input	N/A	SHORT_FP	16	0.00196133	Resolution is 0.00196133 [m/s^2]/[LSB] accordin
12605	h_Pb1_WGS84_Ars_BSB1_m_usc	HEIGHT (3.6.3 ARS_FILTER_DATA)	input	N/A	LONG_FP	32	0.001	Resolution is 1 [mm]/[LSB] according to data shee
12606	h_Pb1_WGS84_BSB1_m_usc	HEIGHT (3.6.5 RAW_GNSS_POS_DATA)	input	m	LONG_FP	32	0.001	Resolution is 1 [mm]/[LSB] according to data shee
12607	lambda_Pb1_WGS84_BSB1_deg_usc	LONGITUDE (3.6.5 RAW_GNSS_POS_DATA)	input	N/A	LONG64_FP	64	0.000000001	Resolution is 1 [n°]/[LSB] according to data sheet
12608	mode_Ars_BSB1_lgx	FIL_MODE (3.6.3 ARS_FILTER_DATA)	input	N/A	UCHAR	8		Navigation filter mode (output is valid when the fil
12609	phi_Pb1_WGS84_BSB1_deg_usc	LATITUDE (3.6.5 RAW_GNSS_POS_DATA)	input	N/A	LONG64_FP	64	0.000000001	Resolution is 1 [n°]/[LSB] according to data sheet
12670	q0_Ars_BSB1_usc	Q0_NB (3.6.3 ARS_FILTER_DATA)	input	N/A	SHORT_FP	16	3.051850947599719e-05	Resolution is 1/(2^15-1) [-]/[LSB] according to di
12671	q1_Ars_BSB1_usc	Q1_NB (3.6.3 ARS_FILTER_DATA)	input	N/A	SHORT_FP	16	3.051850947599719e-05	Resolution is 1/(2^15-1) [-]/[LSB] according to di
12672	q2_Ars_BSB1_usc	Q2_NB (3.6.3 ARS_FILTER_DATA)	input	N/A	SHORT_FP	16	3.051850947599719e-05	Resolution is 1/(2^15-1) [-]/[LSB] according to di
12673	q3_Ars_BSB1_usc	Q3_NB (3.6.3 ARS_FILTER_DATA)	input	N/A	SHORT_FP	16	3.051850947599719e-05	Resolution is 1/(2^15-1) [-]/[LSB] according to di
12674	status_IMU_BSB1_lgx	SENSOR_STATUS (3.6.1 RAW_IMU_DATA)	input	N/A	UCHAR	8		Bit 0: acceleration validity, Bit 1: angular rate vali
12675	w_K_Pb1_E_O_BSB1_mDd2_usc	NORTH_VEL (3.6.6 RAW_GNSS_VEL_DATA)	input	m/s	LONG_FP	32	0.001	Resolution is 1 [mm/s]/[LSB] according to data sh
12676	vel_K_GPS_BSB1_acc_mDd2_usc	SACC (3.6.7 RAW_GNSS_ACC_DATA)	input	m/s	LONG_FP	32	0.001	Resolution is 1 [mm/s]/[LSB] according to data sh

Abbildung 6-29: Beispielhafter Auszug aus der Schnittstellen-Datenbank

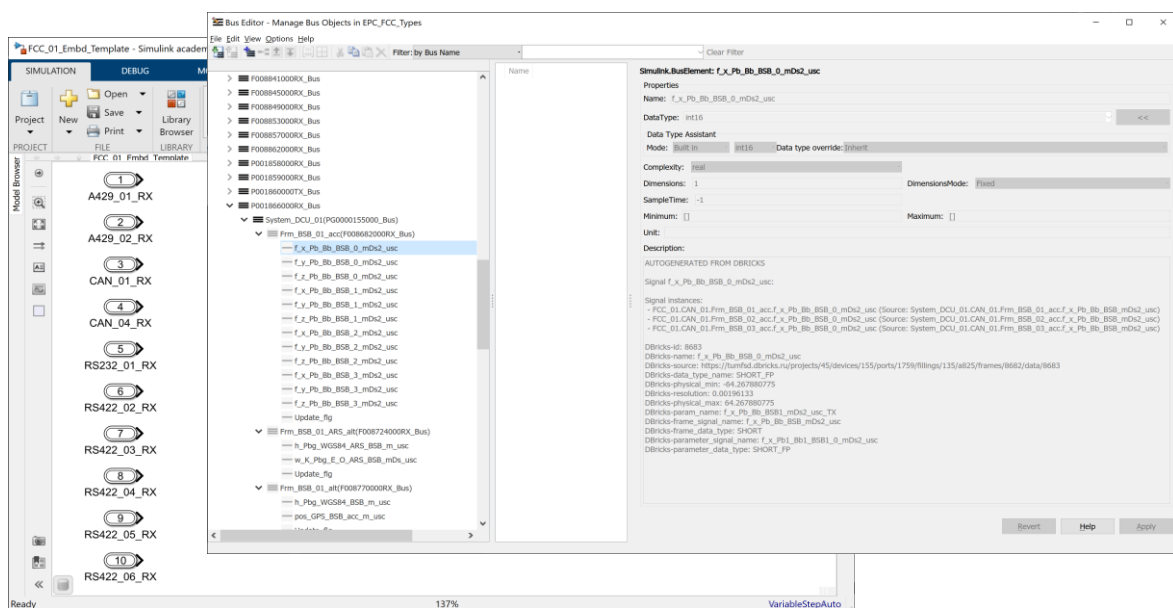


Abbildung 6-30: Beispielhafte Darstellung eines automatisch erzeugten Modellrahmens mit Schnittstellendefinition

## 6.2.9 AP360 Software RT-Betriebssystem

Die beschafften bordseitigen Rechner (FCC, DCU) wurden jeweils mit dem passenden Echtzeitbetriebssystem versehen und getestet. Zusätzlich wurden die Schnittstellen in der Software selbst implementiert und getestet.

Durch Hardware-in-the-Loop Versuche wurden kritische Kommunikationsschnittstellen auf Funktionalität, Auslastung und Latenz in der Datenübertragung getestet. Die *Low-Level* Software auf dem FCC wurde zudem für die Integration der *High-Level* Applikation (wie der Regelungsgesetze) vorbereitet. Die durchgeführte Arbeit zur Vorbereitung der *Low-Level* Software auf dem FCC umfasst:

- Integration eines Echtzeitbetriebssystems
- Integration des *Board Support Package*
- Integration der Kommunikationstreiber für CAN, ETH, UART und A429 Kommunikationsprotokolle
- Funktionstests auf der *Target-Hardware* und *Debugging* unter Verwendung spezieller *Debugging* Schnittstellen und *Hardware* (T32 *Debuggers* von Lauterbach)

#### 6.2.10 AP370 Komponentenfertigung/-beschaffung el. Hardware und Sensorik

Da nicht alle Komponenten der Systemarchitektur entsprechend den definierten Anforderungen *Off-the-Shelf* beschaffbar sind oder die verfügbaren Mittel für eine externe Beauftragung nicht ausreichen, werden die Komponenten Spannungsverteiler (*Power Distribution Unit*), Winkelbeschleunigungssensor (*Omega Dot Box*) sowie Empfängermodul mit Antennen (*Receiver Box*) und der gesamte Kabelbaum TUM intern entwickelt, gefertigt und getestet.

##### Kommunikations-System

Da es sich bei dem Betrieb des CoAX600-UAS um einen komplexen Multicrew Betrieb handelt, bei dem die Crew an verschiedenen Positionen und teils großem Lärm arbeiten, wurde ein *Intercomsystem* spezifiziert und beschafft. Um den Schutz der Crew zu erhöhen, wurde dieses auf Helmen mit Visier montiert. Das Helmsystem wurde zur besseren Einsatztauglichkeit in Alukisten mit Lademöglichkeit verbaut (s. Abbildung 6-31). Zusätzlich wurde ein Handfunkgerät im Flugfunkband, das mittels Bluetooth in das Helmsystem koppelbar ist, beschafft. Zusätzlich wurde die *Crew* mit flammhemmenden Overalls, Sicherheitsschuhen sowie signalfarbenen Jacken ausgerüstet.



---

Abbildung 6-31: CoAX600-UAS *Intercomsystem* mit Helm und Visier.

## DCU

Als SDCU und PDCU wird das Gerät DCU-9910-SOB-02 der Firma AEE verwendet. Da die analogen Ausgänge der *Omega Dot Box* von der SDCU ausgelesen werden, mussten die analogen Inputs der DCU auf die Charakteristika der *Omega Dot Box* angepasst werden (von (0V...5V) auf (-15V, +15V)). Dies fand mittels Neuauslegen und Umlöten der analogen Eingangsstufe durch die Herstellerfirma AEE statt.

## Kabelbaum

Aus Kostengründen sowie der deutlich höheren Flexibilität bei Änderungen/Reparaturen und zum Fähigkeitsausbau an der TUM wurde entschieden, den Kabelbaum nicht wie in der VB zu beauftragen, sondern intern zu fertigen.

Um die Systemkomponenten weitgehend nach luftfahrtüblichen Standards miteinander zu verbinden, mussten Crimp- und Steckersysteme erst definiert und dann umfangreiches Verkabelungswerkzeug angeschafft werden. Dies umfasst zahlreiche Crimpzangen, Crimpeinsätze, Crimppins, Kabel, Litzen, *Shields*, Gewebeschläuche, Schrumpfschläuche, Kabelbinder, Stecker, Endgehäusesysteme, Schrumpfkappen, Schrauben, Labelmaschine, Lötmuffen, Klebebänder, Schalter, *Splices*, Kabelschuhe uvm. Zudem mussten entsprechende Muster aller Kabelkomponenten angefertigt werden, mit denen dann Versuche wie Ausreißversuche durchgeführt wurden, damit die betrauten Mitarbeiter die notwendige Erfahrung sammeln konnten.

## Drehbeschleunigungssensor (*Omega Dot Box*)

Das Regelungskonzept sieht die Verwendung von Drehbeschleunigungsmesswerten im innersten Regelkreis vor. Diese sind den aus Winkelgeschwindigkeitsmesswerten abgeleiteten Signalen deutlich überlegen.

Für die Messung der Winkelbeschleunigung werden SR-107RFR Sensoren der Firma *Columbia Research Laboratories* (USA) verwendet und entsprechend den definierten Anforderungen verbaut und integriert.

Bei der Konstruktion wird vor allem auf die in der rauen Hubschrauberumgebung geforderte Robustheit hinsichtlich Vibrationen Wert gelegt. Dazu wird das Gehäuse aus hochfestem Aluminium (ENAW 7075) gefräst und mit 15 mm hohen Rippen versehen. So wird eine von den Sensoren messbare elastische Verformung des Gehäuses ausgeschlossen. Zudem werden besonders vibrationsfeste Steckverbindungen am Gehäuse aber auch im inneren auf der Platine und den Sensoren ausgewählt und verbaut. Alle Gewinde werden zudem mit selbstsichernden *Helicoils* versehen. Der Gehäusestecker wird aus der selbstsichernden Serie MIL-DTL 38999 ausgewählt, die auf der Platine verschraubte Steckdose aus der Serie *Datamate* von *Harwin* und die Sensorstecker aus der HR10 Serie von *Hirose* gewählt.

Des Weiteren spielen Fehlervermeidung bei der Montage eine Rolle, sodass das sechsteilige Gehäuse nur auf eine Art zusammengebaut werden kann, was ein versehentliches und fatales

Vertauschen der Achsen ausschließt. Des Weiteren wurde sowohl die Pinbelegung der Steckdose auf die Gehäuse Außenseite graviert sowie die Ausrichtung des Messkoordinatensystems der Sensoren. Um eine gute elektrische Verbindung und Korrosionsbeständigkeit zu gewährleisten, wird das Gehäuse galvanisch chromatiert.

Für die Spannungsversorgung der drei Winkelbeschleunigungssensoren, die  $-15\text{ V}$  und  $+15\text{ V}$  benötigen, wird eine Platine entwickelt, welche aus dem  $28\text{ V}$  Gleichstrom-Versorgungsnetz der Avionikkomponenten in den benötigten Spannungsbereich konvertiert. Zusätzlich musste die Platine weitere GND-Pins für die Sensoren sowie einen geeigneten Stecker bereitstellen. In zwei Iterationen wurde ein vorerst endgültiger Entwurf gefertigt und in den Sensor integriert. Die Platinen wurden von Hand gelötet und lackiert.

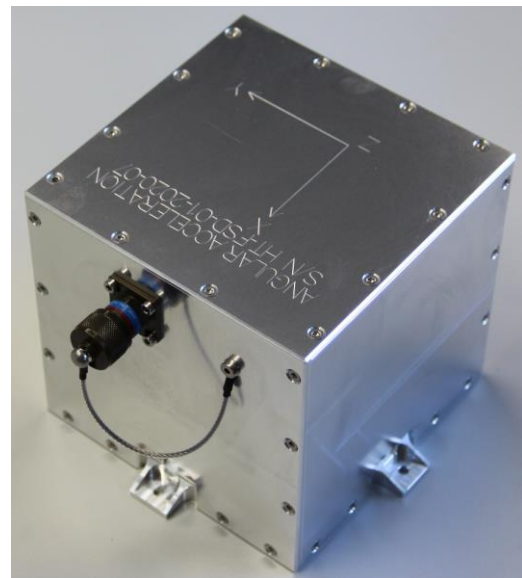
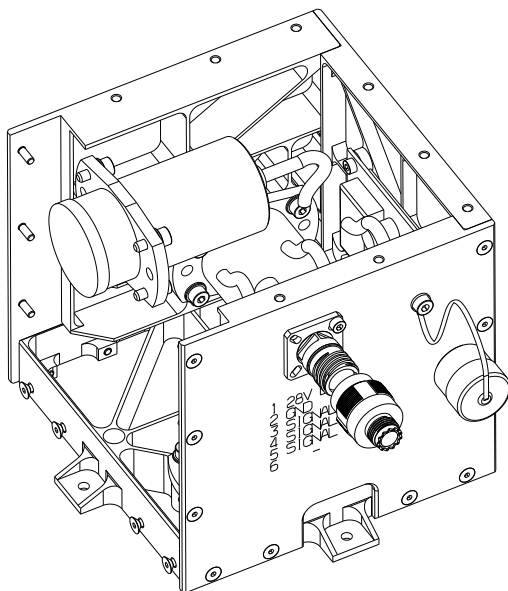


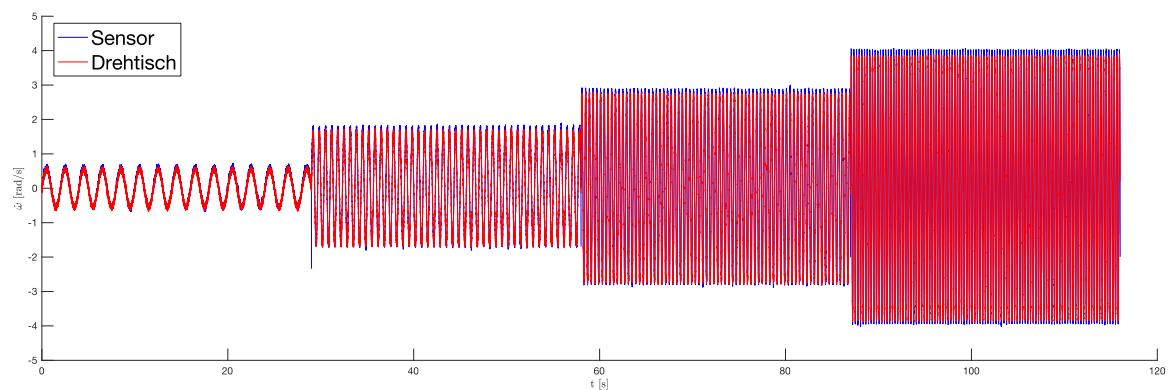
Abbildung 6-32: Drehbeschleunigungssensor (*Omega Dot Box*). TUM interne Entwicklung. Li.: Konstruktion, re.: Prototyp

Die im Rahmen des Projekts entwickelten Hardware-Komponenten werden bezgl. Ihrer Robustheit und Funktionalität gründlich getestet. Im Rahmen dieser Tests wurde die *Omega Dot Box* auf dem Drehtisch des Lehrstuhls für Flugsystemdynamik getestet.

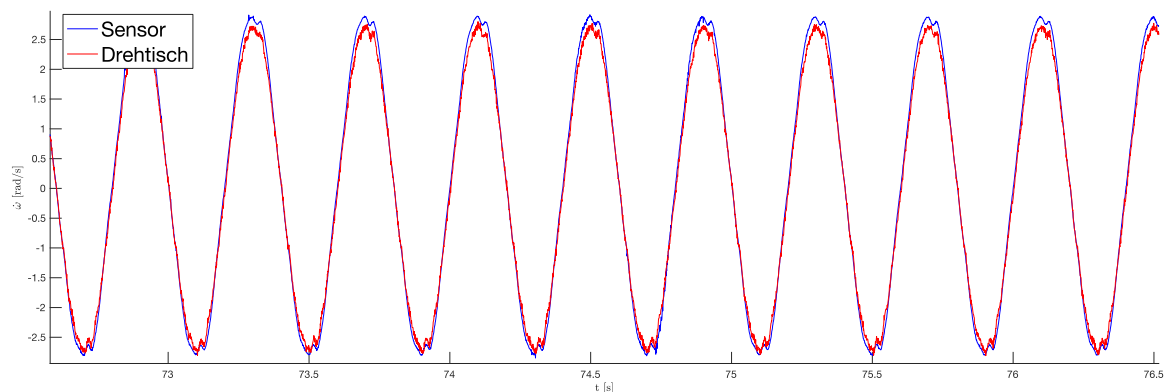
Die drei Rotationsachsen des Drehtisches wurden mit einer Reihe von Sinuswellen steigender Frequenz angeregt. Dabei wurden die von der *Omega Dot Box* aufgenommenen analogen Signale mit Hilfe eines *Realtime*-Rechners mit einer hohen *Update*-Rate digitalisiert und aufgezeichnet. Auch die kommandierten Signale und die tatsächlich von dem Drehtisch durchgeführten Signale (vom Drehtisch gemessen) wurden auf dem Steuerungsrechner des Drehtisches aufgezeichnet. Die Messungen wurden synchronisiert und verglichen. In dem nominalen Messbereich der Sensoren wird die Winkelbeschleunigung ausgezeichnet wiedergegeben. Das Mess-



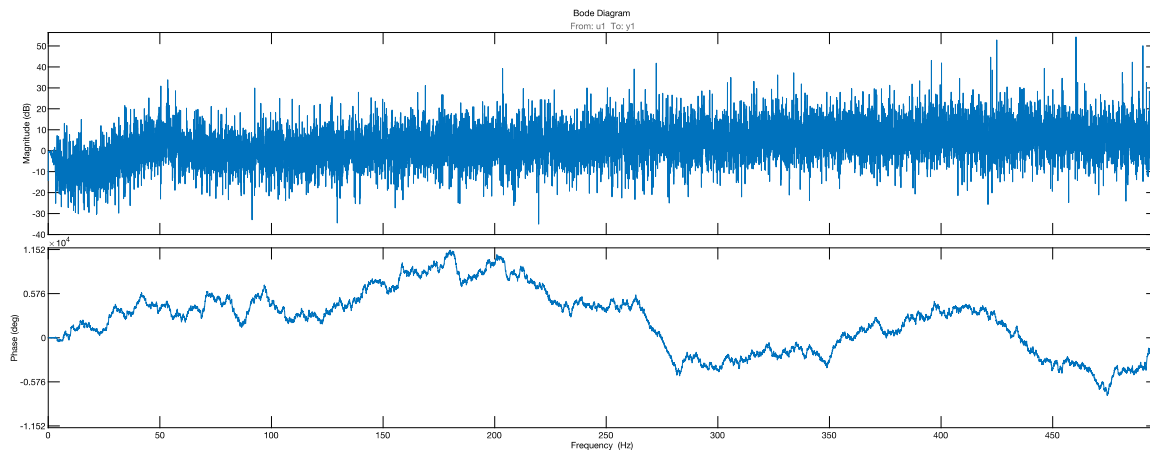
rauschen ist sehr niedrig. Die Winkelbeschleunigungsmessungen werden sowohl bei der Systemidentifikation als auch in dem inkrementellen Regelungsalgorithmus verwendet. In **Abbildung 6-33** und **Abbildung 6-34** werden die Drehtisch Messungen und die mit der *Omega Dot Box* gemessenen Signale visualisiert. Aus den Daten wurde außerdem ein Sensormodell (zur Modellierung der Sensordynamik und *Noise*-Charakteristik) identifiziert, welches das Sensorverhalten reproduziert. Diese Transferfunktion wird bei der Auslegung des Reglers und Hubschraubersystemidentifikation verwendet, um die systematischen Sensor-Fehler (Skalierung, Dynamik, Bias) zu kompensieren (s. **Abbildung 6-35**).



**Abbildung 6-33: Beispiele der Anregungssignale und Messungen der *Omega Dot Box***



**Abbildung 6-34: Anregungssignale und Messung der *Omega Dot Box*, vergrößert**



**Abbildung 6-35:** Das Verhalten des Sensors wurde im Frequenzbereich untersucht – dieser Plot zeigt ein ETFE des Sensors

### Empfängermodul mit Antenne (*Receiver Box*)

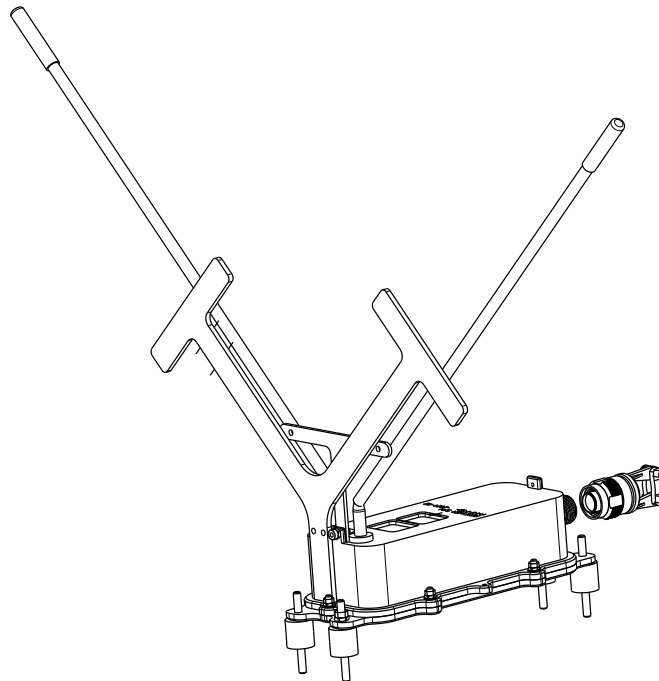
Um im Rahmen der verfügbaren Mittel eine sichere Verbindung zwischen Fernsteuerung und Fluggerät zu schaffen, werden kostengünstige *Jeti*-Empfänger entsprechend robust und mit Redundanzen in das System integriert. Dazu werden im PFCS 2 x 2,4 GHz und 1 x 900 MHz und im DFCS 3 x 2,4 GHz und 1 x 900 MHz verbaut.

Die Integration stellt eine besondere Herausforderung dar, da die Empfängermodule und Antennen im Außenbereich des Hubschraubers an der Zelle montiert werden. Dazu müssen besondere Anforderungen an die Dichtigkeit und Vibrationsfestigkeit berücksichtigt werden. Um die empfindlichen 900 MHz Antennen robust zu integrieren, wird ein PVC Träger gefräst, in dem die Antennen in Vertiefungen vergossen werden. Die Abdichtung des Deckels erfolgt über einer Silikondichtung, die der Rundantennen über Gummitüllen und Dichtsilikon. Die Konstruktion wurde Ende 2020 abgeschlossen, die Frästeile beauftragt und alle nötigen Komponenten beschafft.

Die verwendeten *Jeti*-Empfänger werden mit 5 V Betriebsspannung betrieben und geben ein digitales 3,3 V TTL-Signal aus. Dieses Signal muss auf einen Datenbus-Standard mit differentieller Signalübertragung konvertiert werden, um es robust auf dem Hubschrauber weiterleiten zu können. Dafür wurde eine Platine entwickelt und gefertigt, die sowohl einen *TTL-to-RS485-Converter-Chip* beinhaltet als auch die Spannungskonvertierung (5 V auf 3,3 V für den *Converter*) übernimmt. Hierfür mussten einige Iterationen im Platinendesign durchlaufen werden, um eine robuste Lösung bzgl. Steckverbinder, Komponentenauswahl und Komponentenplatzierung zu finden.

Nach dem Aufbau von zwei Prototypen sind im Q1 2021 Empfangstests, Dichtigkeitstests sowie Rütteltests durchgeführt worden.





**Abbildung 6-36: Konstruktion der 2,4 GHz und 900 MHz Empfängermodule mit Antennen zur Montage im Außenbereich des Hubschraubers. TUM interne Entwicklung und Fertigung.**

### **Spannungsverteiler (*Power Distribution Unit*)**

In der VB wurde die PDU weder als COTS noch als zu entwickelnde Komponente angeführt, sodass hierdurch zusätzlich deutlicher Personalaufwand und Kosten entstanden. Das geplante Avioniksystem weist pro Steuerzweig je eine PDU auf. Außerdem wurde eine weitere PDU nötig für die Verwendung der Aktuatoren aus dem AMIGAA Projekt, die zunächst lediglich als Überbrückung für die HIL-Versuche integriert werden sollten, letztendlich jedoch auch für alle weiteren Tests eingesetzt wurden.

Aufgrund der sehr hohen geforderten Robustheit und Zuverlässigkeit, stellt die TUM interne Entwicklung der PDU eine besonders große Herausforderung dar. Um Fähigkeitslücken zu entgegen, wurde externe Beratungsdienstleistung für die Detailauslegung der Platine sowie ein *Review* des Designs hinzugezogen. Die Systemarchitektur sowie die Konstruktion sind in **Abbildung 6-37** und **Abbildung 6-38** dargestellt.

Die Hauptmerkmale der PDU sind:

- Spritzwasserfest (Deckel und Einbauten mit Silikondichtring abgedichtet)
- Beständig gegen Lösungsmittel, Kraftstoffe
- Vibrationstolerante Ausführung (Schalter: MIL-DTL-3950 *Honeywell* MS24524, Steckverbindungen: MIL-DTL 38999 und *Harwin Datamate*)
- Eindeutige und gut lesbare Beschriftung
- Redundante, gesicherte und vor mech. Einwirkung geschützte ON/OFF Schalter
- Eingang für Bordbatterie

- Zusätzlicher Eingang für *Ground Power*, sodass eine Batterieladung und Betrieb der Avionik über diese am Boden möglich ist
- 18 x 26 V Ausgänge, einzeln mit 4 A abgesichert
- 5 geregelte 5 V Ausgänge mit drei getrennten DC/DC Wandlern
- Ausgabe der Eingangsbatteriespannung auf einem analogen 0...5 V Ausgang zur Überwachung im Flug
- Alle Platinenkomponenten aus dem *High-Reliability* Bereich
- Möglichkeit der Feldreparatur (handlötbar)
- Kabelbaum und Platine engmaschig fixiert
- Platine lackiert
- Alle Steckdosen mit Kappe verschließbar
- LED Anzeige der Batteriespannung *Low, Mid, High*
- Sehr leicht (< 1,5 kg), Volumenoptimierte Konstruktion
- Über den *Ground Power* Eingang erweiterbar auf beliebig viele weitere PDUs

Durchgeführte Tests im Q2 2021 beinhalten unter anderem elektrische und thermische Belastungstests sowie Vibrationstests.

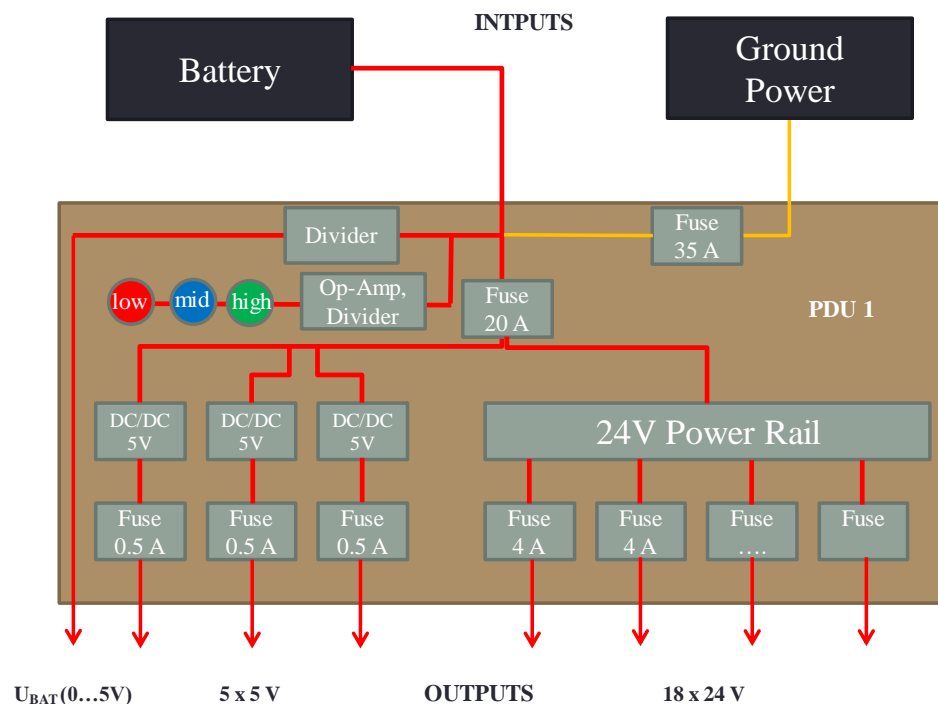


Abbildung 6-37: Systemarchitektur der Spannungsversorgung (*Power Distribution Unit*), vereinfacht

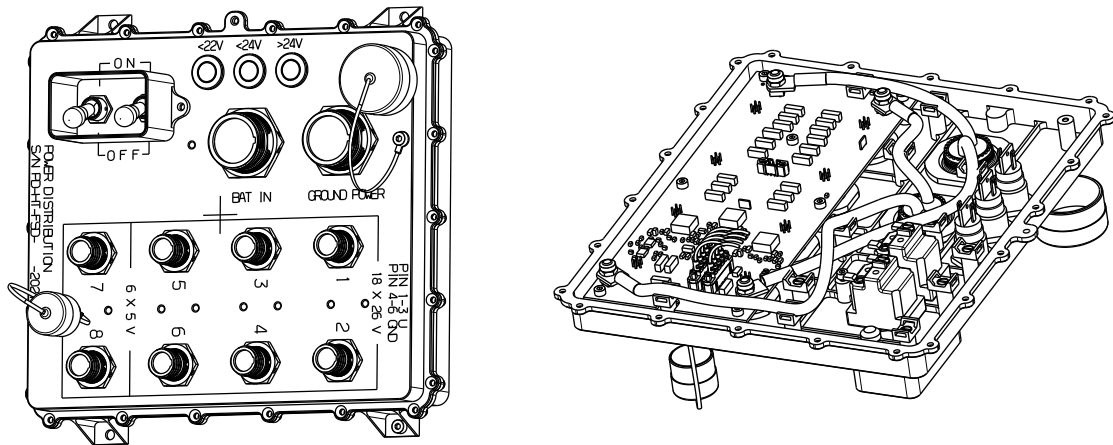


Abbildung 6-38: Konstruktion der PDU, TUM interne Entwicklung, Fertigung und Test

### Optokoppler-Box

Nachdem entschieden wurde, dass man aus Sicherheitsgründen für die elektrische Installation des AFCS ein IT-System (bei dem der *Power Ground*, die Gehäuse/*Shields* sowie das Helikopter Chassis galvanisch getrennt zueinander sind) verwendet, musste für die finale Integration im Helikopter eine Optokoppler-Box zum Auslesen der Signale für die im Helikopter verbauten Warn-LEDs (diese werden in der UAS Variante durch das AFCS erfasst und an die Bodenstation gesendet) entwickelt, gebaut und getestet werden (vgl. Abbildung 6-39) um eine galvanische Trennung sicherzustellen.



Abbildung 6-39: Im CoAX600-UAV integrierte Optokoppler-Box.

## Sonstiges

Zusätzlich zu den entwickelten Komponenten, wurden andere kritische Komponenten der Systemarchitektur Off-the-Shelf beschafft. Unter den beschafften Komponenten sind die folgenden besonders erwähnenswert:

- *Archangel ADAHRS: Attitude Heading Reference System* mit integriertem *Air Data Computer*
- FCC
- DAU: *Realtime PC* zur Aufzeichnung der Flugtestdaten
- Messverstärker und Messequipment zur Messung der Steuerkräfte (*ME Systeme*)
- Spannungsversorgung: Hubschrauberbatterien der Firma *True Blue Power* (mit TSO)

## 6.3 HAP400: Datenlink, Missionsmanagement, Engineeringstation

### 6.3.1 AP410 Umsetzung Missions- und Sicherheitsmanagement

Basierend auf den in AP120 und AP130 erstellten Degradations- und Betriebskonzepten wurde die Funktionsarchitektur für das Gesamtsystem abgeleitet. Diese ist in Abbildung 6-40 schematisch dargestellt. Vom Bodensegment aus wird das System sowohl per Fernsteuerung als auch über die Bodenstation gesteuert. Über die Fernsteuerung wird dabei hauptsächlich die Bewegung des Fluggeräts gesteuert, über die Bodenstation werden hauptsächlich Funktionsüberwachung und Flugterminierung ausgeführt.

Für den gesamten Betriebsablauf sind Checklisten erstellt worden. Diese umfassen sowohl Auf- und Abbau des Systems, Lagerung als auch den eigentlichen Flugbetrieb von der Inbetriebnahme bis zu den verschiedenen Flugzuständen. Für den Fehlerfall sind Notfallprozeduren erstellt worden, die absichern sollen, dass der Hubschrauber innerhalb des Versuchsbereichs möglichst sicher zu Boden gebracht wird. Um die Eignung der erarbeiteten Checklisten abzusichern, werden diese bereits ab den ersten Systemtests am Boden eingesetzt und können so vor den eigentlichen Flugversuchen angepasst und auf ihre Eignung hin validiert werden.

An Bord wird zwischen dem *Direct Flight Control System* (DFCS) und dem *Primary Flight Control System* (PFCS) unterschieden, die von unabhängigen Spannungsquellen gespeist werden. Im nominalen Betrieb soll das System über das PFCS gesteuert werden, wo die Kommandos an das Aktuatorsystem von einem *Flight Control Computer* (FCC) ausgehen, der komplexere Regelalgorithmen ausführt. Außerdem verfügt dieses System über eine Vielzahl von Sensoren, die zur Realisierung der Regelungsfunktionen benötigt werden. Im Falle eines PFCS Ausfalls übernimmt das DFCS die Steuerung des Fluggeräts, wobei hier ein *Direct-Law* zum Einsatz kommt, welches auf einer *Pilot Data Concentrator Unit* (PDCU) ausgeführt wird.

Das *Flight Termination System* (FTS) stellt ein drittes, wiederum unabhängiges System, sowohl im Bodensegment als auch im Fluggerät dar. Das FTS wird vom Bordnetz des CoAX-600 versorgt und verfügt über eine eigene Pufferbatterie. Seine Aufgabe ist es, das Fluggerät gezielt zum Absturz zu bringen, falls die Situation es erfordert. Damit kann ein unkontrollierbarer Flugzustand verhindert und der Absturz innerhalb einer räumlich definierten Sicherheitszone gewährleistet werden.

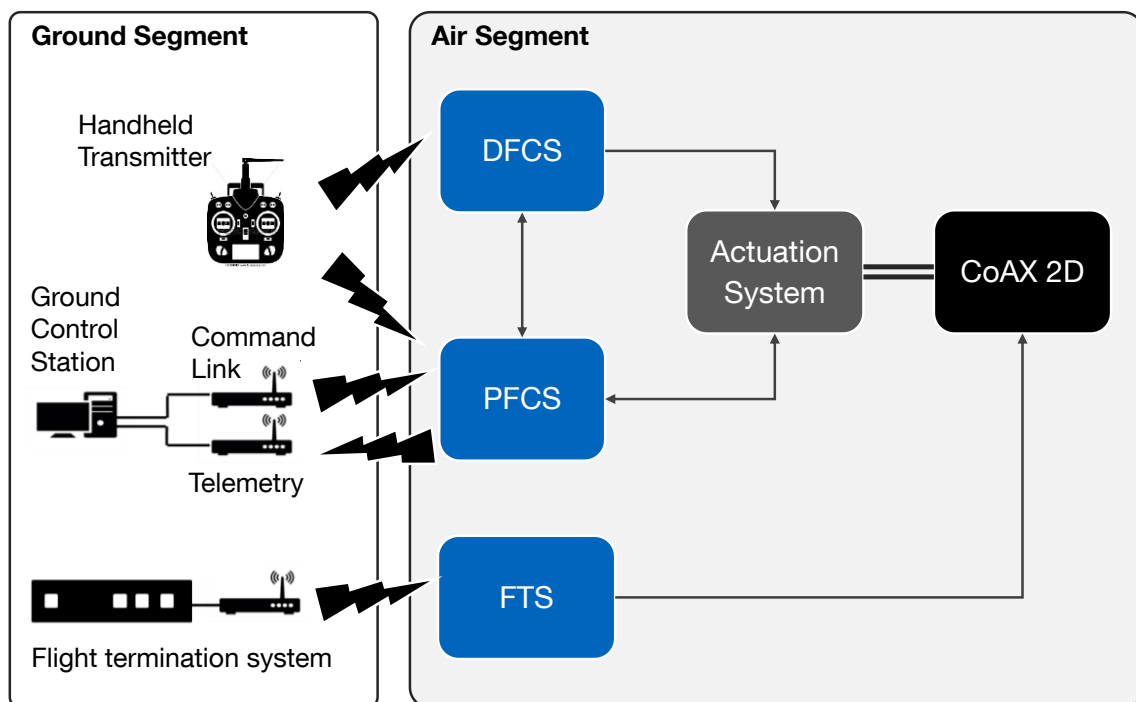


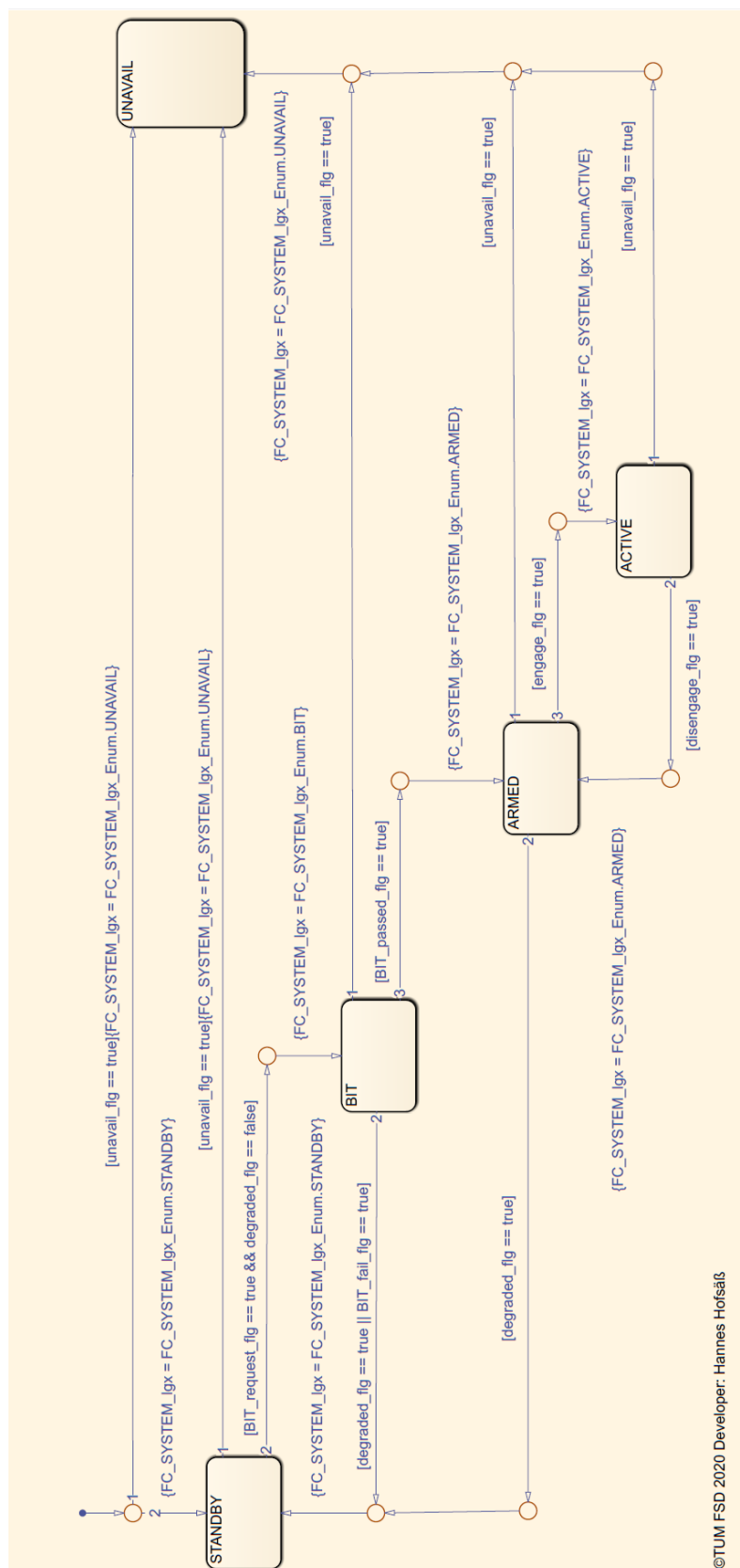
Abbildung 6-40: Konzeptübersicht des Gesamtsystems



Des Weiteren wurden aus der oben beschriebenen Funktionsarchitektur Softwarefunktionen abgeleitet, welche die Degradations- und Betriebskonzepte innerhalb der abgeleiteten Funktionsarchitektur ermöglichen. Diese Funktionen wurden daraufhin auf betreffende Komponenten in der Systemarchitektur (PDCU und FCC) allokiert. Die Hauptfunktionen sind dabei:

- Eine Übernahmelogik für die Übergabe der Steuerautorität des FCC an die PDCU
- Die Automatisierungslogiken auf dem FCC und der PDCU, die alle definierten Betriebsprozeduren ermöglichen

Die Softwarearchitektur für die PDCU-Software wurde abgeleitet und die konzeptionellen Softwarekomponenten in diese integriert. Die Automatisierungslogiken des FCC wurden ebenfalls konzeptionell implementiert, Abbildung 6-41 zeigt einen Ausschnitt der FCC Zustandslogik.

Abbildung 6-41: Beispiel einer *State-Chart* der Automatisierungslogik des FCC

Es wurden Testumgebungen zur simulativen Konzeptvalidierung erstellt, womit sowohl die Betriebs- und Degradationskonzepte, als auch die Funktionalität der betreffenden Softwarekomponenten validiert werden. Des Weiteren wurden damit notwendige Steuerungselemente für den Piloten und das Bodenpersonal detailliert.

Außerdem wurden die von den verwendeten Sensoren ausgegebenen Integritätsinformationen in Labortests validiert und ein Softwarekonzept zur Interpretation dieser Informationen implementiert. Dieses wird weiterhin durch Softwaretests validiert.

### **6.3.2 AP420 Definition Datenkommunikation**

Zur Definition der Datenkommunikation zwischen Flugsteuerungssystem (PFCS, DFCS) und Aktuatorik wurde zunächst die grundlegende Architektur ausgelegt. Diese sieht drei getrennte Datenbusse für die Kommunikation zwischen PFCS, DFCS und APCU vor: PFCS und DFCS senden ihre Stellkommandos über jeweils einen eigenen Datenbus an die APCU. Dadurch ist sichergestellt, dass ein elektrischer Fehler in einem Datenbus nicht zum Ausfall beider Kommandos führen kann. Weniger kritische Feedback Signale werden über einen gemeinsamen, dritten Datenbus von der Aktuatorsteuerung an PFCS und DFCS zurückgemeldet.

Weiterhin wurden die genauen Übertragungsprotokolle und Signalcharakteristika (Datentyp, Auflösung, Update-Rate) gemeinsam mit dem Projektpartner abgestimmt und dokumentiert, wie beispielhaft in **Abbildung 6-42** gezeigt.

FCC Command Bus (FCC -> APCU)													
Parameter name	Parameter description	Data type	Physical unit	SPP Byte	SPP Bit	EPP Byte	Size, bit	Address, bit	Physical range, Min (°)	Physical range, Max (°)	Resolution (°)	Frame name	LCC Client FID
theta_CVC_C_FCC_cmd_and_ao	Commanded (lower) Rotor cycle angle of incidence at 0 degrees azimuth (tail boom), at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	1	0	0	10	0	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_FCC_theta_cmd	2
theta_CVC_S_FCC_cmd_and_ao	Commanded (lower) Rotor cycle angle of incidence at 90 degrees azimuth, at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	3	0	2	10	16	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_FCC_theta_cmd	2
theta_COL_FCC_cmd_and_ao	Commanded upper rotor blade collective angle of incidence, at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	5	0	4	7	32	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_FCC_theta_cmd	2
theta_COL_U_FCC_cmd_and_ao	Commanded upper rotor blade collective angle of incidence for line control, at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	7	0	6	7	48	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_FCC_theta_cmd	2
PDCU Command Bus (PDCU -> APCU)													
Parameter name	Parameter description	Data type	Physical unit	SPP Byte	SPP Bit	EPP Byte	Size, bit	Address, bit	Physical range, Min (°)	Physical range, Max (°)	Resolution (°)	Frame name	LCC Client FID
theta_CVC_C_PDCU_cmd_and_ao	Commanded (lower) Rotor cycle angle of incidence at 0 degrees azimuth (tail boom), at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	1	0	0	10	0	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_PDCU_theta_cmd	2
theta_CVC_S_PDCU_cmd_and_ao	Commanded (lower) Rotor cycle angle of incidence at 90 degrees azimuth, at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	3	0	2	10	16	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_PDCU_theta_cmd	2
theta_COL_PDCU_cmd_and_ao	Commanded rotor blade collective angle of incidence, at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	5	0	4	7	32	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_PDCU_theta_cmd	2
theta_COL_U_PDCU_cmd_and_ao	Commanded upper rotor blade collective angle of incidence for line control, at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	7	0	6	7	48	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_PDCU_theta_cmd	2
APCU Feedback Bus (APCU -> FCC, PDCU)													
Parameter name	Parameter description	Data type	Physical unit	SPP Byte	SPP Bit	EPP Byte	Size, bit	Address, bit	Physical range, Min (°)	Physical range, Max (°)	Resolution (°)	Frame name	LCC Client FID
theta_CVC_C_APCU_meas_and_ao	Measured equivalent (lower) Rotor cycle angle of incidence at 0 degrees azimuth (tail boom), at 0.1TR, (DFCS).	SHORT	rad	1	0	0	10	0	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_meas	2
theta_CVC_S_APCU_meas_and_ao	Measured equivalent (lower) Rotor cycle angle of incidence at 90 degrees azimuth, at 0.1TR, (APCU).	SHORT	rad	3	0	2	10	16	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_meas	2
theta_COL_APCU_meas_and_ao	Measured equivalent upper rotor blade collective angle of incidence, at 0.1TR, (APCU).	SHORT	rad	5	0	4	7	32	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_meas	2
theta_COL_U_APCU_meas_and_ao	Measured equivalent upper rotor blade collective angle of incidence for line control, at 0.1TR, (APCU).	SHORT	rad	7	0	6	7	48	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_meas	2
FCC_cmd_update_fb_flg	FCC command update status bit (TRUE: Followed update from FCC during the last cycle; FALSE: No update from FCC during the last cycle).	BOOL	N/A	0	7	0	1	0	N/A	N/A	N/A	Fm_APCU_theta_cmd_status	2
theta_CVC_C_FCC_cmd_and_ao	theta_CVC_C_FCC_cmd_and_ao from FCC to PDCU (copy of received parameter).	SHORT	rad	1	0	0	10	0	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_cmd_FB	2
theta_CVC_S_FCC_cmd_and_ao	theta_CVC_S_FCC_cmd_and_ao from FCC to PDCU (copy of received parameter).	SHORT	rad	3	0	2	10	16	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_cmd_FB	2
theta_COL_FCC_cmd_and_ao	theta_COL_FCC_cmd_and_ao from FCC to PDCU (copy of received parameter).	SHORT	rad	5	0	4	7	32	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_cmd_FB	2
theta_COL_U_FCC_cmd_and_ao	theta_COL_U_FCC_cmd_and_ao from FCC to PDCU (copy of received parameter).	SHORT	rad	7	0	6	7	48	-0.289500381	0.289500381	8.72005E-09	Fm_APCU_theta_cmd_FB	2

(°) Note  
Resolution is 1/200 [deg] [SE] = 8.720042597146E-9 [deg] [SE]. Physical max is given by: max \* resolution\*2^16-1/2 (see ARINC 625-2, p. 123).

Abbildung 6-42: Auszug aus der Definition der Datenkommunikation zwischen PFCS, DFCS und Aktuatorik

### 6.3.3 AP430 Datenlink (*Down-/Uplink*), Datenaufzeichnung

Die Architektur zur Datenaufzeichnung, sowie zur Übertragung von Telemetriedaten vom Fluggerät an die Bodenstation wurde entworfen und mit dem Gesamtsystem integriert und getestet. Sie umfasst im Wesentlichen die folgenden Elemente:

- An Bord ist eine Datenaufzeichnungs-Einheit (*Data Acquisition Unit* – DAU) verbaut, welche mit den meisten digitalen Datenbussen verbunden ist, so dass die übertragenen Daten mitgelesen und abgespeichert werden können. Teilweise werden relevante Daten auch direkt vom jeweiligen Gerät über eine eigene Telemetrie-Schnittstelle an die DAU gesendet. Hierbei kommt ein Echtzeitfähiger PC mit entsprechenden Hardware Karten für die Kommunikation über gängige Avionik Bussysteme (Arinc 429, Arinc 825) so wie über gewöhnliche serielle Schnittstellen (RS232, RS422, RS485) zum Einsatz. Zusätzlich läuft auf der DAU eine *Middleware* Software (TechSAT ADS2), welche die Echtzeitkommunikation mit den externen Schnittstellen übernimmt. Die Datenaufzeichnung kann hierbei über einfache Konfigurationsdateien definiert und angepasst werden, ohne dass eine Neuprogrammierung der DAU notwendig ist. Diese Softwarearchitektur wurde gewählt, da sie einerseits eine flexible Adaption erlaubt und andererseits den Anforderungen bezüglich Echtzeitfähigkeit und Zuverlässigkeit gerecht wird.
- Über ein an die DAU angeschlossenes Datenradio werden ausgewählte Daten als Telemetrie an den Boden gesendet und auf der Bodenstation empfangen. Hierzu wurde zunächst ein geeignetes Gerät mit kompatiblen Schnittstellen und ausreichender Bandbreite und Sendeleistung ausgewählt und beschafft. Um den speziellen Anforderungen an den Einbau im Helikopter gerecht zu werden wurde das Gerät durch den Zulieferer entsprechend unserer Vorgaben in ein luftfahrttaugliches Aluminium Gehäuse integriert.
- Die eigentliche Kommunikation erfolgt über eine Netzwerkverbindung zwischen DAU und Bodenstation unter Verwendung des *User Datagram Protocol* (UDP) in der Transportschicht, wobei die Übertragung über die Funkstrecke zusätzlich noch durch eine 128-bit AES Verschlüsselung abgesichert ist. Hierzu wurde die Struktur der einzelnen Datenpakete sowie die Charakteristika der jeweils übertragenen Signale definiert. Wie bereits beschrieben, erfolgt die Definition aller Systemschnittstellen in einer zentralisierten Datenbank (siehe **Abbildung 6-43**).
- Auf der Bodenstation erfolgt sowohl die Anzeige relevanter Daten auf den integrierten Displays (siehe AP 450) als auch die Weiterleitung an ein lokales Netzwerk. Dies erlaubt es eine beliebige Anzahl an weiteren Geräten an das Netzwerk anzuschließen und angepasste Visualisierungen zu erzeugen, beispielsweise um Zeitverläufe einzelner Signale darzustellen (vgl. **Abbildung 6-43**).

Die Konfiguration der Datenaufzeichnung wurde, ebenso wie die Konfiguration des Datenlinks, nach dem Abschluss des AP, wie in AP560 beschrieben, mit dem Gesamtsystem integriert und in Labor- und Feldversuchen getestet. Außerdem waren sowohl Datenaufzeichnung als auch Telemetrie-Datenlink ein wesentlicher Bestandteil der Flugversuche zur Systemidentifikation und wurden in diesem Rahmen bereits umfangreich getestet.



ID ↕	Frame name ↕	Protocol ↕	Refresh rate, ms ↕	Frame size, bit ↕	Containers ↕
10164	Frm_DAU_MEAS_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	272	14
10157	Frm_DAU_ADAHRS_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	784	44
10159	Frm_DAU_GNSS_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	424	13
10161	Frm_DAU_PRX_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	560	42
10163	Frm_DAU_CMD_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	136	9
10336	Frm_DAU_DAQU_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	592	20
10158	Frm_DAU_AOX_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	56	5
10160	Frm_DAU_FTR_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	112	14
10162	Frm_DAU_SYS_Telemetry	EPC_DAU_UDP	20	400	44

Abbildung 6-43: Darstellung aller definierten Datenpakete der Telemetrie Verbindung

### 6.3.4 AP440 Auslegung/Adaption bordseitige Systeme

Die bordseitigen Systeme umfassen das DFCS, PFCS, Aktuatorik, FTR sowie alle Sensorik und Telemetrie Systeme. Details zu den einzelnen Geräten, soweit nicht von anderen Herstellern beschafft, wurden bereits in Kap. 6.2.10 beschrieben. In diesem Kapitel soll nun noch der Aufbau des Gesamtsystems aus den Einzelkomponenten beschrieben werden.

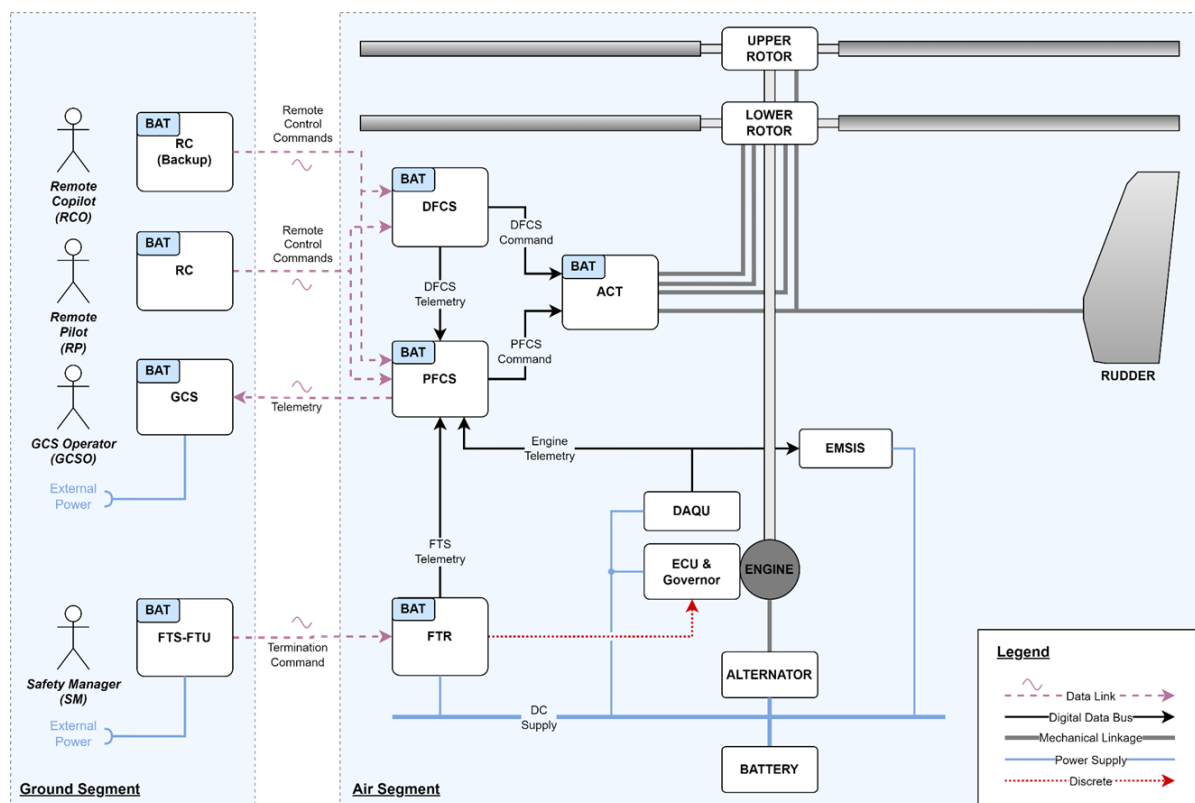
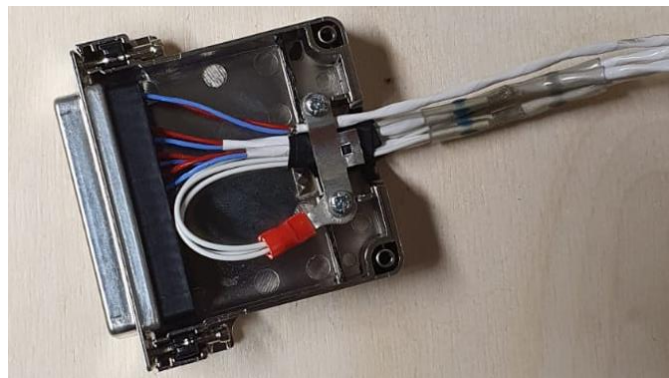


Abbildung 6-44: Darstellung der gesamten AFCS Systemarchitektur

## Kabelkonfektion

Nach einer Recherche von einschlägigen Dokumenten, Standards und Vorschriften zur Verkabelung in fliegenden Systemen, wurde mit dem Aufbau des Kabelbaums begonnen. Durch das Einholen der Meinungen und Arbeitsmethoden erfahrener Flugzeugelektroniker konnten angemessene Lösungen für viele Details der Themen betreffend Verkabelung, *Grounding* und *Shielding*, Kabelbefestigung, -führung, -gruppierung und *Splicen* betreffend, geklärt werden. Auf Basis der im Rahmen von AP350 erstellten Schnittstellen-Datenbank (*dBricks*-Datenbank) konnten vollautomatisch Dokumente angefertigt werden, die dem Kabelfertiger ein übersichtliches Bild der zu verbindenden Pins der Geräte liefern.



**Abbildung 6-45: Konfektionierter und bepinnter DSUB-50 Stecker mit metallisiertem Endgehäuse und Löt-muffen zur Shield-Termination mithilfe eines Kabelschuhs**

### **Rackaufbau und -verkabelung**

Mithilfe von Item-Profilen und Sperrholzplatten wurde auf Basis eines CAD-Modells das Rack aufgebaut, auf dem dann die Avionik aufgebracht und verkabelt wurde. Erste Funktionstests bestätigten frühzeitig die korrekte Verkabelung sowie die erfolgreiche Kommunikation auf den digitalen Datenbussen.

Die entwickelten und beschafften Komponenten wurden zunächst auf einem experimentellen Rack aufgebaut. Dieses Testrack wurde für die Durchführung der Flugtests zur Systemidentifikation auf den Copilotensitz eines bemannten CoAx-2D montiert. Dabei wurden alle Komponenten der Systemarchitektur (außer Flugterminierungssystem) bereits in Betrieb genommen und getestet. Letzte Fehler, Defekte oder Schwachstellen des Systems oder von Einzelkomponenten konnten so bereits während der bemannten Systemidentifizierungsflüge erkannt und behoben werden. Für die unbemannte Version des CoAx-600 wird ein weiteres Avionikrack entworfen, da hierbei das gesamte Cockpit ohne Steuerelemente, Sitze und Instrumentenpanel zur Verfügung steht und damit aufgrund von besserer Zugänglichkeit und Masseverteilung eine andere Positionierung der Komponenten sinnvoller ist. Das Avionikrack (Stand Ende 2020) für die Identifizierungsflüge ist in Abbildung 6-46 abgebildet.

Der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik hat auch ein nachrüstbares Aktuatorsystem, das für die Unterstützung bemannter Flugtests im Rahmen eines anderen LuFo-Projekts (AMIGAA) entwickelt wurden, zu Testzwecken auf den vorderen Bereich des Racks integriert. Diese kamen

schließlich sowohl in den HIL-, den Schwebegestell- und den finalen Freiflugversuchen zum Einsatz.

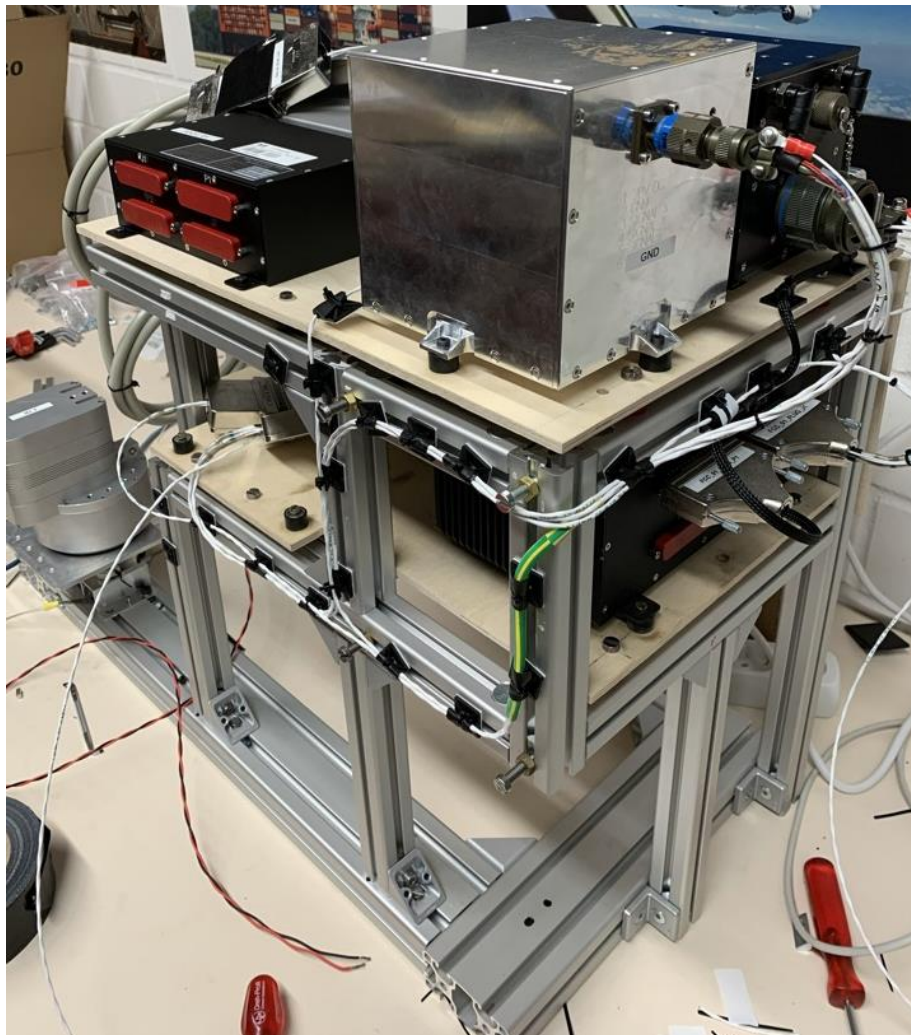


Abbildung 6-46: Im Aufbau befindliches bordseitiges Avioniksystem für die Identifizierungsflüge

### 6.3.5 AP450: Auslegung/Adaption Engineeringstation

Das Ergebnis der Designphase zeigt Abbildung 6-47. Die Hauptbestandteile sind ein modularer Datenverarbeitungsknoten, der über einen Datenlink mit dem Versuchsträger in bidirektionaler Kommunikation steht. Über eine primäre und sekundäre Anzeige werden relevante Informationen für den Betrieb des Versuchsträgers dargestellt. Weitere Anzeigeeinheiten (bspw. Laptops) können darüber hinaus selektierte Informationen darstellen (bspw. für *Flight-Test* Ingenieure). Entsprechende Sicherheitsanforderungen legen dabei auch einen kritischen Pfad der Informationen dar, sodass der Datenverarbeitungsknoten, die primäre Anzeige, sowie der Datenlink von redundanten Spannungsversorgungen gespeist werden.

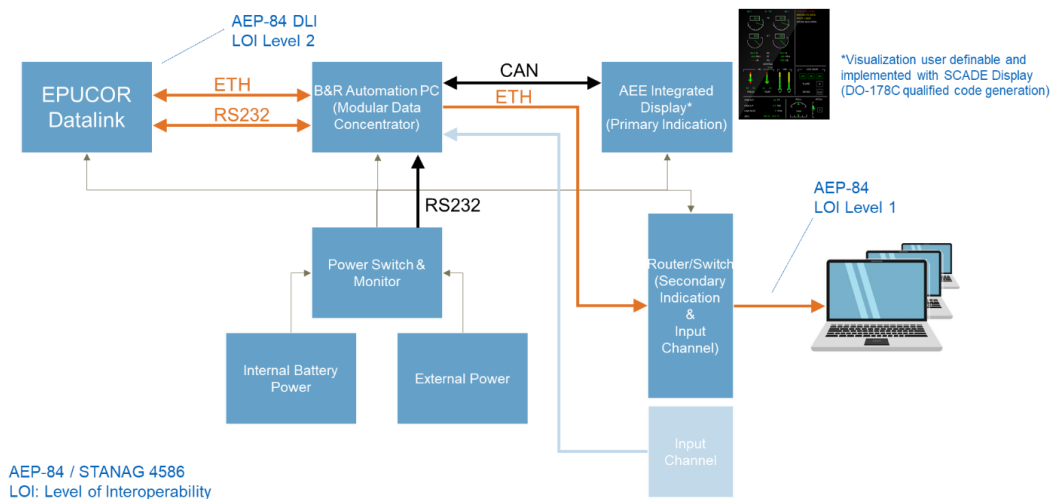


Abbildung 6-47: Realisierter Aufbau der Engineeringstation

Die dargestellte Systemarchitektur der Bodenstation wurde in einen kompakten und transportablen Koffer auf robuste Weise mittels Aluminium verschraubten Aluminium Profilen integriert (s. Abbildung 6-49). Der dargestellte Aufbau enthält den Daten-Verarbeitungsknoten, den Datenlink, die sekundäre Anzeige sowie eine Ethernet- Schnittstelle mit Verteiler. Damit ist es möglich, weiteren Teilnehmern die Daten der Bodenstation zur Verfügung zu stellen.

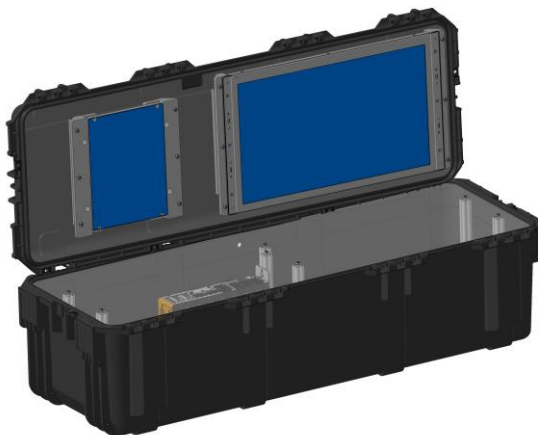


Abbildung 6-48: Realisierter Aufbau der Engineeringstation zu Beginn der HIL-Tests (li: Konstruktion, re: echte Hardware)

Mit der Weiterentwicklung des Betriebskonzepts, der wachsenden Betriebserfahrung durch die Schwebegestellversuche und mit der Erstellung des Betriebshandbuchs für den EPUCOR Flugbetrieb ergaben sich neue Anforderungen an die Anzeige der Bodenstation, die dementsprechend angepasst, optimiert und erweitert wurde. Auch die Integration einer zweiten Piloten-Fernsteuerung führte zu einer Anzeigenerweiterung. Zusammenfassend wurden die folgenden Änderungen vorgenommen:

- Anzeigeelemente für kommandierte und gemessene Aktuatorstellwinkel



- Darstellung der geografischen Position des Helikopters über einer synthetischen Kartendarstellung (*Moving Map*) mit Anzeige der Helikopter- und Pilotenposition sowie deren Ausrichtung zueinander, sowie der Grenzen der beantragten Flugbereiche.
- Anzeigen für die Linkqualität der verschiedenen Datenlinks
- Anzeigen für die Systemzustände des Helikopters mittels Darstellung der internen Warn- und Zustands-LEDs
- Zusätzliche Anzeige des Zustandes des Backup-Fernsteuerungskanal
- Die Integration eines baugleichen Displays zur Motorüberwachung (EMSIS) wie im originalen Cockpit des CoAX600

Zusätzlich kam es im Laufe der Flugversuche im Schwebegestell zu einem Hardwaredefekt an einer Ethernetschnittstelle der Bodenstation, mit dem Resultat, dass ein Teil der auf dem eingebauten Hauptcomputer umgesetzten Funktionen aufgrund der fehlenden Kommunikationsschnittstelle nicht mehr zur Verfügung steht. Zur Problembehebung wurde nun ein zusätzlicher Computer in die Bodenstation integriert, welcher die fehlenden Funktionen übernimmt. Der Einbau erfolgte ohne größere Änderungen am System und findet auch weiterhin im vorgesehenen Koffer Platz. Lediglich die Verkabelung wurde angepasst um ein erneutes Auftreten des Hardwaredefekts zu verhindern. Auch die Software konnte mit geringen Modifikationen übernommen werden. Für den Betrieb hat sich durch diesen Zwischenfall somit nichts geändert. Durch die etwas geänderte Netzwerkarchitektur der Bodenstation kann nun zusätzlich von dort aus über den Datenlink auf die Datenaufzeichnungseinheit (DAU, *Data Acquisition Unit*) auf dem Helikopter zugegriffen werden, was den Ausschaltprozess des Systems vereinfacht. Außerdem wurde eine Anschlussmöglichkeit für Maus und Tastatur geschaffen, was die *Debugging* Fähigkeit der Station vereinfacht. In Abbildung 6-49 ist der finale Aufbau der Bodenstation dargestellt, der in der Freiflugkampagne zum Einsatz kam.



Abbildung 6-49: Realisierter Aufbau der mobilen Bodenstation für Schwebegestell und Freiflugtests.

### 6.3.6 AP460: Software-Adaption und Programmierung

Die Software Programmierung der Bodenstation umfasst die Bestandteile der Windows basierten Benutzerschnittstelle (GUI) sowie des echtzeitfähigen B&R Daten-Verarbeitungsknoten.



Für die Benutzerschnittstelle wurde eine sogenannte *Display Applikation* mithilfe der Umgebung SCADA Display erstellt. Diese Entwicklungsumgebung findet auch in zugelassenen Luftfahrtssystem Anwendung. Auf der sekundären Anzeigeeinrichtung wird somit ein *Primary Flight Display* (PFD) angezeigt, sowie diverse Parameter des fliegenden Systems.

Der echtzeitfähige Daten-Verarbeitungsknoten wurde programmiert, um die Daten des Datenlinks zu empfangen und aufzubereiten. Die Informationen werden dann an die Windows basierte Umgebung für die Benutzerschnittstelle weitergeleitet, sowie an eine IP basierte Distributionseinheit, über die mehrere Computer als Teilnehmer Daten zur weiteren Evaluation empfangen können.

Weiterführende Arbeiten umfassten im Verlauf der Systemtests und ersten Flugkampagnen die nötigen Software Anpassungen zur Integration einer zweiten Piloten-Fernsteuerung in das Gesamtsystem sowie die Erweiterung der mechanischen Steuerung auf Duplex-Aktuatoren. Diese Modifikationen wurden beschlossen um die Fehlertoleranz des Systems weiter zu erhöhen und die Weiterverwendbarkeit des Systems über das Projekt hinaus zu gewährleisten: Durch die genannten Modifikationen wird das Flugsteuerungssystem zu einer vollständigen Duplex-Architektur erweitert. Dadurch kann die Verwendbarkeit in komplexeren unbemannten Anwendungen mit strikteren Sicherheitszielen, welche über die in EPUCOR geplanten Demonstrationsflüge hinausgehen, demonstriert werden.

Die durchgeführten Änderungen beinhalten die Erstellung eines Konzepts zur Kommandoübergabe an die Backup-Fernsteuerung, die Umsetzung der entsprechenden Software Funktionen in den Steuergeräten des AFCS (PDCU und FCC) sowie die Modifikation der Treibersoftware zur Erfassung und Weiterleitung der empfangenen Steuersignale von den zusätzlichen Empfänger-Einheiten. Wie in AP450 beschrieben, erforderte dies zusätzlich entsprechende Anpassungen an der Displayapplikation der Bodenstation. Der finale Stand ist in Abbildung 6-50 gezeigt.



Abbildung 6-50: Finaler Stand der Displayapplikation der Bodenstation.

Zusätzlich wurde die Basis-Software des Echtzeit-Verarbeitungsknotens der Bodenstation erweitert, um neben der primären Anzeige (*Main Indications Panel*, vgl. Abbildung 6-49) auch eine zusätzliche Anzeige zur Triebwerksüberwachung (*EMSIS Display*, vgl. Abbildung 6-49 und Abbildung 6-51) anzusteuern. Die zusätzliche Anzeige ist baugleich mit der Anzeige zur Triebwerksüberwachung, welche in der bemannten Basis-Variante des CoAX 600 integriert ist. Neben der Modifikation der Engineeringstation wurde auch die flugzeugseitige Systemarchitektur angepasst, um die Messdaten, welche von den bereits verbauten Triebwerkssensoren erfasst werden, auszulesen und über den Telemetriedatenlink an die Bodenstation weiterzuleiten.



(a) Main page



(b) Secondary page

Abbildung 6-51: EMSIS Display Integration in der Bodenstation.

## 6.4 HAP500: Komponenten- und Systemerprobung

### 6.4.1 AP530: Funktionstest AFCS mit Flugregler

Wie in AP560 beschrieben, wurde in einem Laboraufbau das AFCS mit einer Zellenstruktur des Helikopters integriert, um eine vollständige *Hardware-in-the-Loop* (HIL) Umgebung (inkl. Anbindung der elektromechanischen Aktuatoren (EMA) an die mechanische Flugsteuerung des Helikopters) zu schaffen (vgl. Abbildung 6-52).

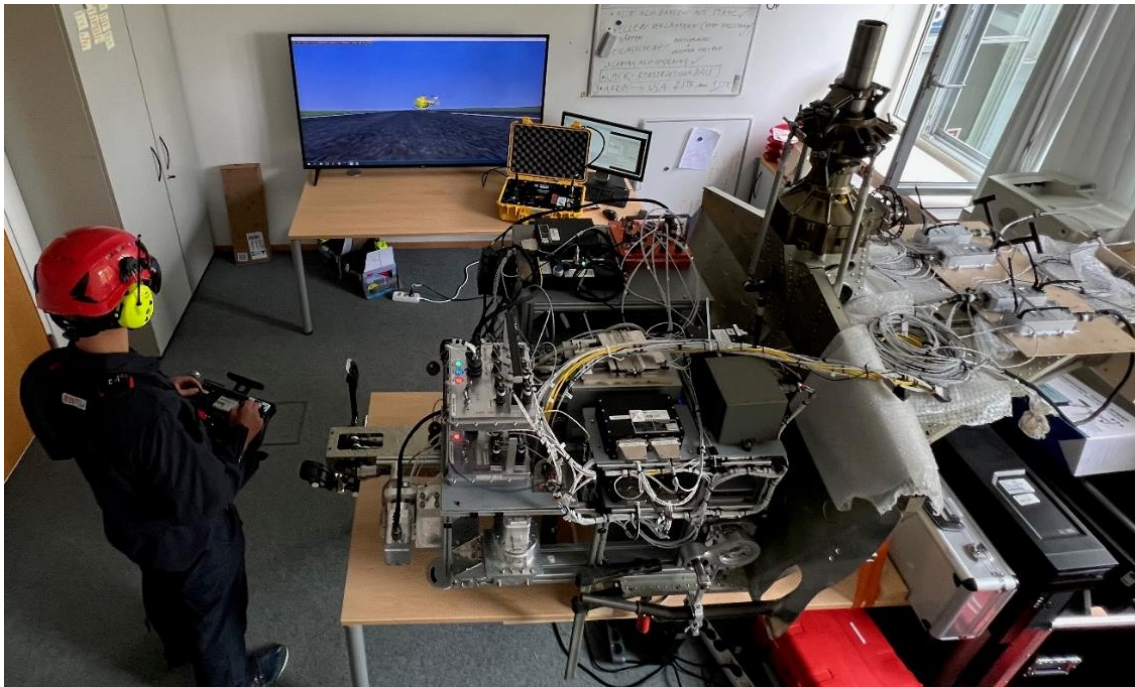
Diese wurde zunächst ohne aktiven Betrieb der EMAs um eine visuelle Darstellung (Visualisierungs-PC mit der Software *FlightGear*) erweitert um eine Flugsimulationsumgebung für Systemtests und Pilotentraining aufzubauen. Zu diesem Zweck wurde die Datenaufzeichnungseinheit (DAU, *Data Acquisition Unit*) verwendet um das Flugdynamische Modell (FDM), welches durch die in den Identifizierungsflügen gewonnenen Daten parametrisiert wurde, zu simulieren. Auf den Steuergeräten des AFCS (PDCU, FCC) wurden die jeweiligen Softwarefunktionen zur manuellen und reglergestützten Flugsteuerung betrieben, wobei die erzeugten Stellkommandos für die Aktuatoren wieder in das FDM zurückgeführt wurden (welches auch eine

Emulation des Aktuatorsteuergeräts (APCU) und der EMAs beinhaltet). Auch Softwarefunktionen, die nicht nur die Flugsteuerung und -Regelung betreffen (z. B. die Sicherheitsfunktion zur Umschaltung auf manuelle Flugsteuerung) konnten in diesem Umfeld getestet und evaluiert werden. Zudem wurde an diesem Aufbau die erste Version von Verfahren und Checklisten für das Betriebskonzept entwickelt. Zu diesem Zweck wurde auch das Flugabbruchsystem (FTS, *Flight Termination System*) in den Aufbau integriert, sodass die korrekte Erfassung, Weiterleitung und Darstellung von Telemetriedaten verifiziert werden konnte und Not-Verfahren simuliert werden konnten (vgl. Abbildung 6-53).

Im nächsten Schritt wurden die EMAs an die Bedienelemente der mechanischen Flugsteuerung des Helikopters (Zyklischer Stick, Kollektivhebel und Pedale) angeschlossen. Dieser Aufbau erlaubt die exakte Vermessung der kinematischen Kennlinien zwischen den Stellwinkeln der EMAs und den resultierenden Stellwegen an der Taumelscheibe. Die gewonnenen Messergebnisse dienen als Basis für die Software zur Ansteuerung der EMAs, welche eine Inverse Kinetik Simulation verwendet, um die EMAs Stellkommandos entsprechend der gewünschten Taumelscheiben-Auslenkung zu erzeugen.

Zusätzlich wurde der erweiterte Aufbau für die HIL-Simulation der kompletten Steuerung (inkl. APCU und EMAs) verwendet, so dass die tatsächliche gemessenen Stellwinkel der EMAs an das FDM zurückgeführt werden. In dieser Konfiguration werden alle Hardware-Komponenten des AFCS, mit Ausnahme der Sensorik für Lage, Raten, Beschleunigungen, Flughöhe, GNSS Position, etc., wie im finalen Aufbau betrieben. Die fehlenden Sensoren werden auf der DAU emuliert und die simulierten Signale an die entsprechenden Steuergeräte weitergeleitet, so dass das Gesamtsystem im simulierten Flugzustand betrieben werden kann.





**Abbildung 6-52: CoAX600-UAS HIL Umgebung für Crewtraining inklusive funktionsfähig eingebundener GCS, FTS sowie Datenlinks.**



**Abbildung 6-53: Flugabbruchsystem in der HIL Simulationsumgebung.**

### 1.1.1 AP540: Funktionstest Sicherheitsmanagement

Im Rahmen von AP540 wurden Reichweitentests des Flugabbruchsystems (FTS, *Flight Termination System*) durchgeführt, welches als letzte Maßnahme die ferngesteuerte Abschaltung des Motors des UAV ermöglicht, um das UAV gezielt zum Absturz zu bringen und so das Risiko von Personenschäden oder einer Kollision mit anderen Luftfahrzeugen zu minimieren. Dieses stellt ein wesentliches Element des Sicherheitskonzepts dar.

Zur Durchführung dieser Tests wurde die Bodeneinheit des FTS in verschiedenen Entfernungen zum Helikopter positioniert und die erfolgreiche Auslösung der Flugterminierung demonstriert. Zusätzlich wurden relevante Telemetriesignale des bordseitigen Empfangsgeräts (operationeller Zustand des Geräts, Empfangsstärke, Status der einzelnen diskreten IRIG Töne) aufgezeichnet. Die Installation der Antennen sowie des bordseitigen Empfangsgeräts im Helikopter und die elektrische Schaltung zur Abschaltung des Motors entsprachen hierbei dem finalen Entwicklungsstand. In Abbildung 6-54 sind die Positionen der einzelnen Testpunkte gezeigt. Abbildung 6-55 zeigt beispielhaft die Verifikation des korrekten Verhaltens des FTS für eine durchgeführte Terminierung (hier Testpunkt #06, Entfernung zwischen Sender und Empfänger ca. 1798 m): Abhängig von den jeweils gesendeten diskreten IRIG Tönen<sup>2</sup> wechselt das bordseitige Empfangsgerät zunächst vom passiven in den *SAFE*, *ARM* und schließlich *TERMINATE* Zustand, welcher unterbrechungsfrei gehalten wird, bis von der Bodeneinheit wieder das Kommando zum Wechsel in den *ARM*, *SAFE* und *PASSIVE* Zustand gesendet wird. Abbildung 6-56 zeigt zusätzlich die Median-, Minimal- und Maximalwerte der aufgezeichneten Empfangsstärke (RSSI, *Radio Signal Strength Indication*) während der Versuchsdurchführung an den einzelnen Testpunkten. Die Versuche haben gezeigt, dass eine Empfangsstärke  $> -90$  dBm ausreicht um die Kommandos zuverlässig zu übertragen. Entsprechende Limits (zzgl. Sicherheitsfaktor) wurden im *Operating Handbook* des CoAX600-UAS übernommen.

---

<sup>2</sup> Das verwendete FTS nutzt Kombinationen von auf die Trägerfrequenz aufmodulierten, analogen Tonsignalen entsprechend des IRIG Standard zur Übertragung des kommandierten Zustands an den bordseitigen Empfänger. Das FTS kann in den Modi *PASSIVE*, *SAFE*, *ARM* *TERMINATE* betrieben werden, welche für eine Terminierung sukzessive aktiviert werden müssen.

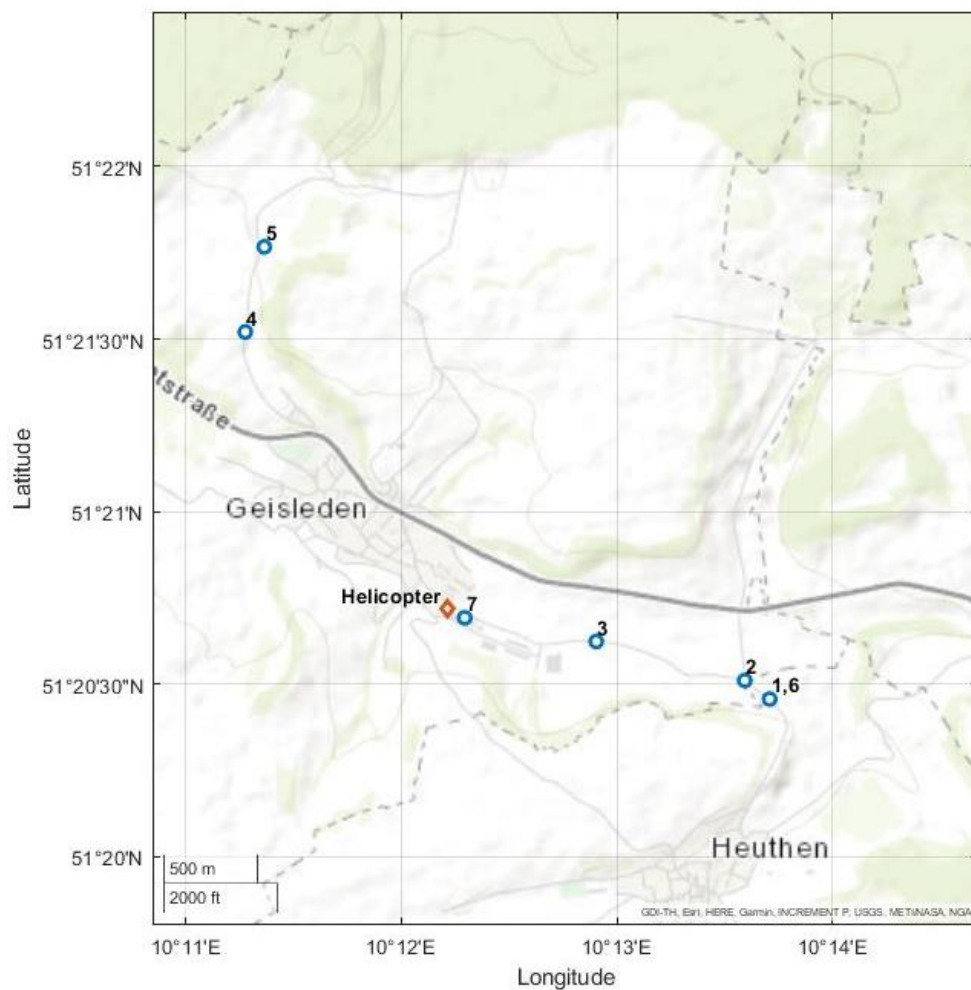


Abbildung 6-54: Positionen der Testpunkte während der FTS-Reichweitentests.



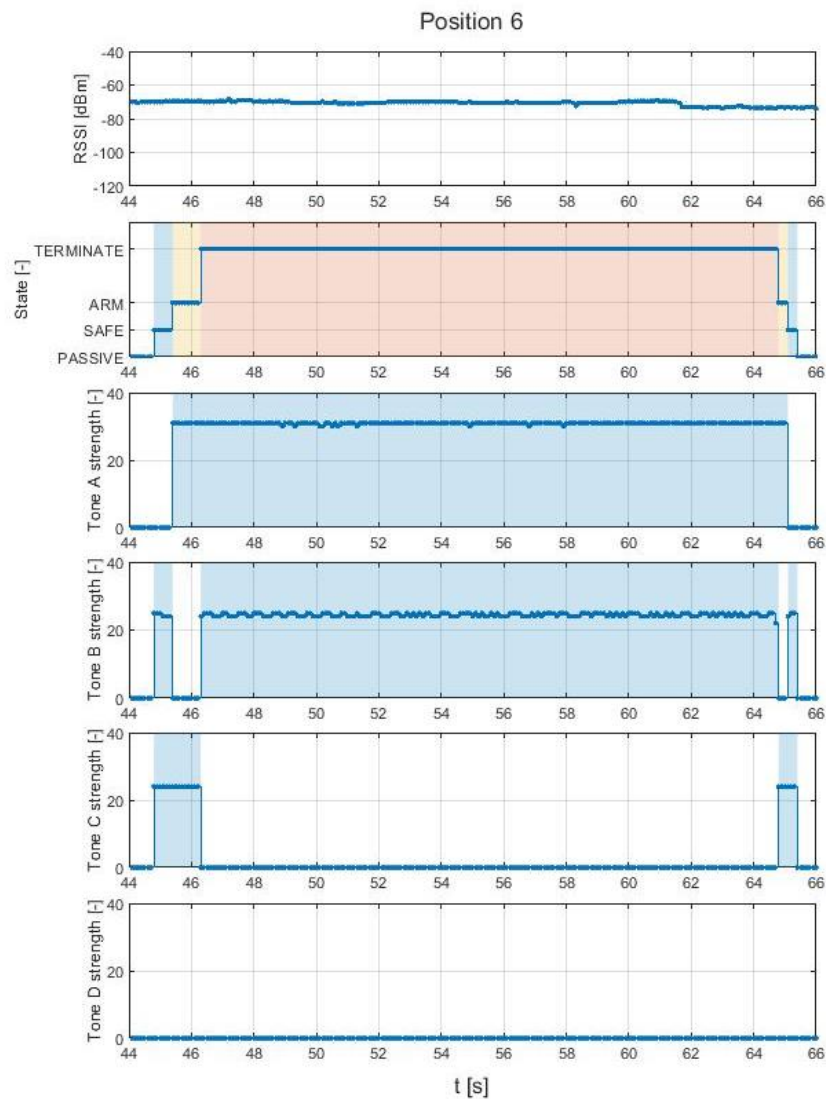


Abbildung 6-55: Terminierung: Beispielhafte Darstellung der aufgezeichneten Daten.

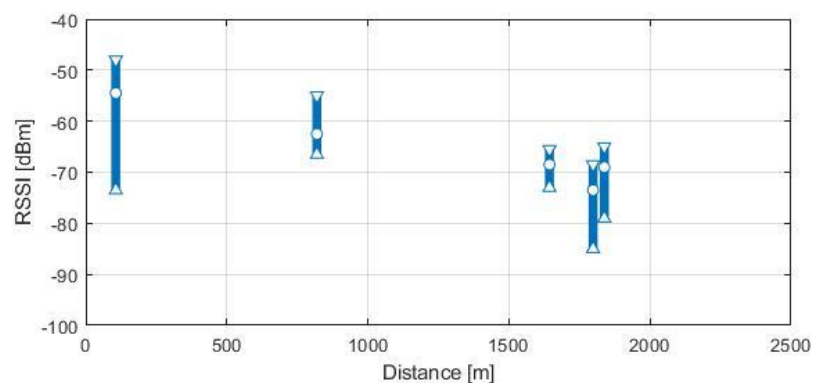


Abbildung 6-56: Empfangsstärke: Darstellung des Median-, Minimal- und Maximalwertsüber der Distanz zwischen Sender und Empfänger.

Zusätzlich fanden, wie bereits in AP530 erwähnt, Tests der Sicherheitsfunktionen des AFCS in der *Hardware-in-the-loop* (HIL) Umgebung statt. Diese betreffen die Möglichkeit der manuellen Umschaltung auf direkte Flugsteuerung durch den Fernpiloten, die automatische Umschaltung im Fall der Fehlfunktion eines Steuergeräts, die korrekte Erfassung von Fehlerfällen zur Anzeige auf der Bodenstation sowie die Möglichkeit der manuellen Übernahme durch die Backup-Fernsteuerung. Die jeweiligen Abläufe, sowie die Anzeige auf der Bodenstation sind im *Operating Handbook* des CoAX600-UAS dokumentiert. Ein exemplarisches Beispiel eines Testfalls ist in Abbildung 6-57 gezeigt.

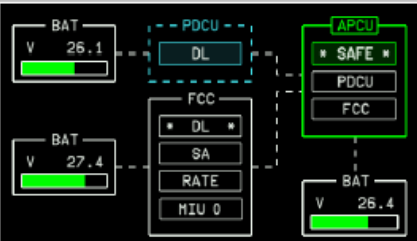
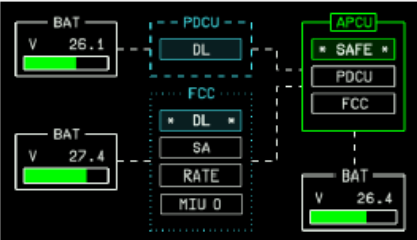
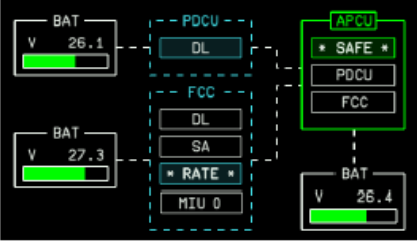
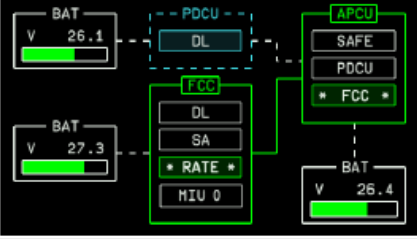
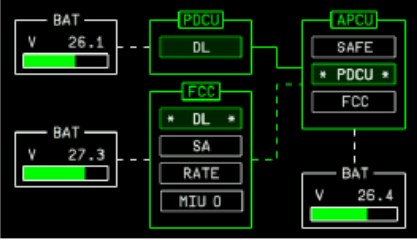
STATE	ACTION	INDICATION
PASSIVE	• Start FCC BIT	
FCC BIT	-	
FCC ARMED	• Set FCC mode selection to the desired mode. The selected mode is indicated in the FCS section of the GCS • Activate FCC	
FCC ACTIVE	• Activate DIRECT MODE	
FCC and PDCU ACTIVE, PDCU in command	-	

Abbildung 6-57: GCS: Darstellung eines beispielhaften Testfalls(hier: Manuelle Umschaltung auf direkte Flugsteuerung).

Darüber hinaus wurde die korrekte Anzeige auf der Bodenstation in einer Laborumgebung für alle berücksichtigten Fehlerfälle getestet. Die jeweilige Darstellung auf der Bodenstation sowie die erwarteten Reaktionen der Bodencrew im Fehlerfall sind ebenfalls im *Operating Handbook* des CoAX600-UAS dokumentiert.

#### **6.4.2 AP550 Funktionstest Datenlink und Engineeringstation**

Die Funktion von Datenlink und Engineeringstation wurde bereits frühzeitig während der Identifizierungsflüge AP312 und auch später im Verlauf der Schwebegestellversuche HAP600 ausgiebig getestet.

#### **6.4.3 AP560: Gesamtsystemerprobung im Labor**

Zur Gesamtsystemerprobung wurde in einem Laboraufbau das gesamte AFCS mit einer von der edm-aerotec GmbH zur Verfügung gestellten Zellenstruktur des Helikopters integriert. Hierzu wurde die Helikopterzelle fest auf einem Tisch montiert. Für diesen Aufbau wurde im Konsortium mit edm-aerotec GmbH, Airbus Technik GmbH und TUM entschieden, vorerst bereits vorhandene Aktuatoren und Steuerstangen aus dem Lu-Fo Vorhaben AMIGAA einzubauen, da die in diesem Vorhaben entwickelten Aktuatoren zum notwendigen Zeitpunkt noch nicht Integrationsfertig waren. Dieses Vorgehen war zudem notwendig, um die aufwändige Systemerprobung und Entwicklung der Echtzeitkommunikation aller Avionikkomponenten mit der gesamten funktionalen Kette aus Soft- und Hardware von der Fernsteuerung bis hin zur bewegten Taumelscheibe durchzuführen.

Anschließend konnten die beiden Racks zur Montage der Avionik-Komponenten daran befestigt werden. Das bereits flugerprobte, am linken Sitz positionierte, Rack konnte ohne größere Anpassungen eingebaut werden, während das am rechten Sitz, welches u. a. die *Actuator-Interface-Unit* (APCU), die Aktuator PDU, das den FTS Empfänger sowie Versorgungsbatterien beinhaltet, erst konstruiert und gefertigt werden musste. Es wurde entschieden für Laborzwecke zunächst eine Interimskonstruktion aus Holz anzufertigen, um die exakte Position der Avionik sowie die Kabelführung zu bestimmen und danach erst das flugfähige, aus Item-Profilen und Luftfahrtsperholz konstruierte Rack, zu bauen.

Hier stellte sich bei ersten Versuchen mit eingebauten Aktuatoren und der geplanten Ansteuerungsmechanik heraus, dass noch Verbesserungsbedarf bestand, insbesondere um das mechanische Spiel in der Steuerung zu reduzieren sowie die Robustheit zu erhöhen. Ein Teil der mechanischen Elemente, die die Aktuatoren mit den Steuerorganen verbinden, wurde deshalb umkonstruiert und nochmals neu aus Vergütungsstahl gefertigt und chemisch vernickelt. Konstruktion und Fertigung fand an der TUM statt.

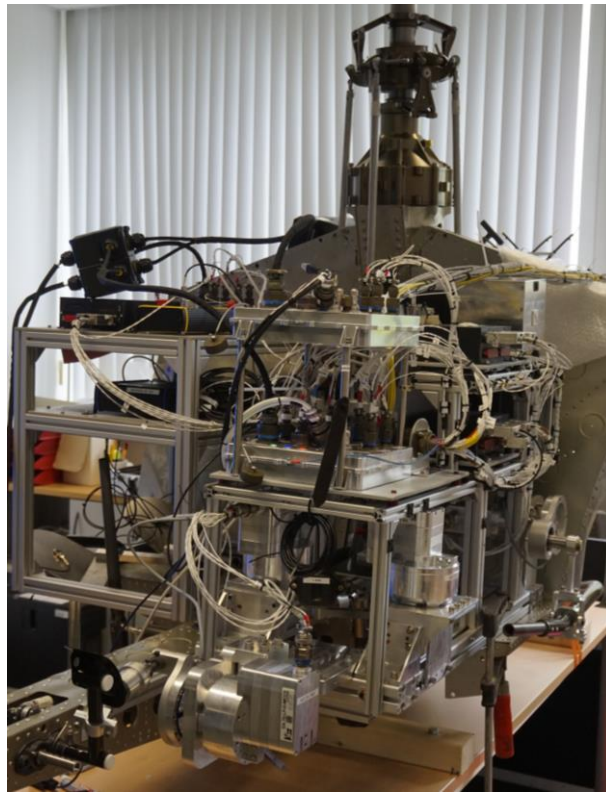


Abbildung 6-58: CoAX600-UAV AFCS Laboraufbau auf Zellenstruktur.



Abbildung 6-59: Finale Ausführung der Aktuatoranbindung an die Steuerorgane.

Li oben: Zyklisch, re oben: Pedal, unten: Kollektiv.

Die Software zur Ansteuerung der 4 Aktuatoren wurde ausführlich mithilfe von Oszilloskop-Messungen und Datenlogging getestet. Hier stellte sich insbesondere die Herausforderung, eine *Half-Duplex* RS485-Kommunikation mithilfe einer RS422-*Full duplex*-Schnittstelle zu emulieren. Insbesondere das *Timing* und die Ansteuerung des RS422-*Chips* stellte sich als nichttriviales Problem heraus. Am Ende konnte jedoch eine robuste und lauffähige Lösung bereitgestellt werden.

Im Laboraufbau wurden zahlreiche Experimente an und mit den Aktuatoren durchgeführt. Diese haben eine Anzahl interner Parameter, die das Verhalten steuern und beeinflussen. Natürlich konnte die endgültige Parametereinstellung für die Versuche im Schwebegestell erst vor Ort erfolgen, da hauptsächlich die Eigenschaften der angeschlossenen Lasten dafür ausschlaggebend sind. Jedoch konnte im Labor die Auswirkung jedes einzelnen Parameters genauer untersucht werden. Wichtigste Ergebnisse waren hier die besondere Relevanz der Parameter *P-Gain*, *Deadband* und maximale Motorkraft. Diese wurden so eingestellt, dass sich bei ausreichender Stellgeschwindigkeit und Genauigkeit keine Schwingungen ergaben. Zusätzlich wurden weitere Tests zu den Themen

- Maximalbelastung, bis die Kupplung rutscht
- Temperaturanstieg bei Belastung
- Stromversorgungsunterbrechung
- Betrieb mit und ohne *Anti-Backlash* Funktion

durchgeführt.

Zudem wurde ein 5-stündiger Belastungstest durchgeführt, bei dem alle 4 Aktuatoren gleichzeitig unter Last dauerhaft betrieben wurden. Die Messdaten, sowie aufgenommene Videos zeigen, dass währenddessen keine erkennbare Änderung des Verhaltens oder der Leistungsfähigkeit der Aktuatoren auftrat.

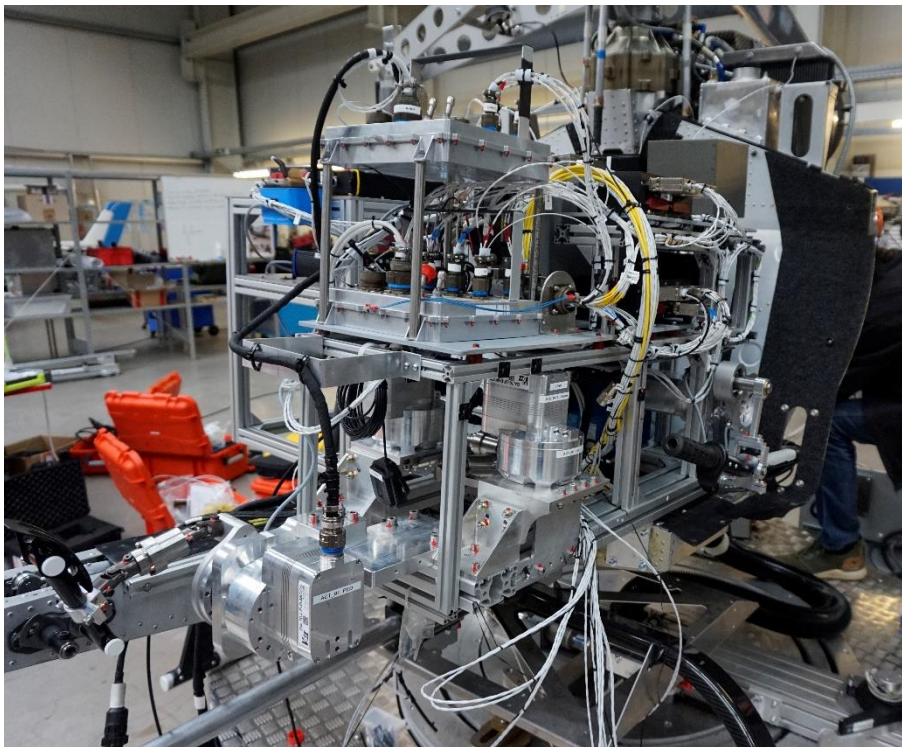
## 6.5 HAP600: Systemintegration und Test auf Versuchsträger

### 6.5.1 AP620: Integration in den Versuchsträger

AP620 wurde gemeinsam mit edm-aerotec GmbH durchgeführt. Wie bereits in AP560 beschrieben, wurden die AFCS-Komponenten zunächst an der TUM im Labor auf einem Hub-schrauberrahmen montiert, wobei der Aufbau und die Platzierung aller Komponenten der finalen Integration im Hubscharuber entsprach. Diese Vorarbeiten erleichterten die Integration in den Versuchsträger signifikant. Diese wurde schließlich im September 2022 begonnen und war bereits am Ende des Monats abgeschlossen, sodass mit den Versuchen im Schwebegestell begonnen werden konnte. Auch für diesen Versuchsaufbau wurde, nach Abstimmung mit allen Partnern, entschieden, vorerst den im Labor bereits verwendeten Aufbau mit AMIGAA Aktuatoren zu verwenden, bis die Airbus Technik GmbH Aktuatorik einrüstfähig ist. Die im Schwebegestell durchgeführte Erprobung wird in AP630 beschrieben.



Die Integration beinhaltete den Einbau der beiden Racks auf den Sitzen des Helikopters sowie die Positionierung der Antennen für die Pilotenfernsteuerung, den Telemetriedatenlink und das FTS sowie Sensoren und deren Verkabelung (s. Abbildung 6-60 und Abbildung 6-61). Außerdem erfolgte die Kalibrierung der Sensoren, das Vermessen der Rotorblattwinkel abhängig von Azimutwinkel, Steuerposition sowie Einstellung der Aktuatoren. Die Aktuatorkalibrierung wurde deutlich durch den bereits im Labor erfolgten Einbau auf dem Hubschrauberrahmen erleichtert. Es waren nur noch kleinere Anpassungen aufgrund der Einbautoleranzen zwischen den beiden Zellen nötig. Wie auch bei den Identifizierungsflugversuchen, wurden auch hier wieder die mit DMS-Vollbrücken instrumentierten Steuerstangen sowie Steuerwegmessungen durch Seilzugpotentiometer installiert und kalibriert.



**Abbildung 6-60: Integration des AFCS am CoAX Schwebetrainer während der Integrations- und Testphase in der Halle.**



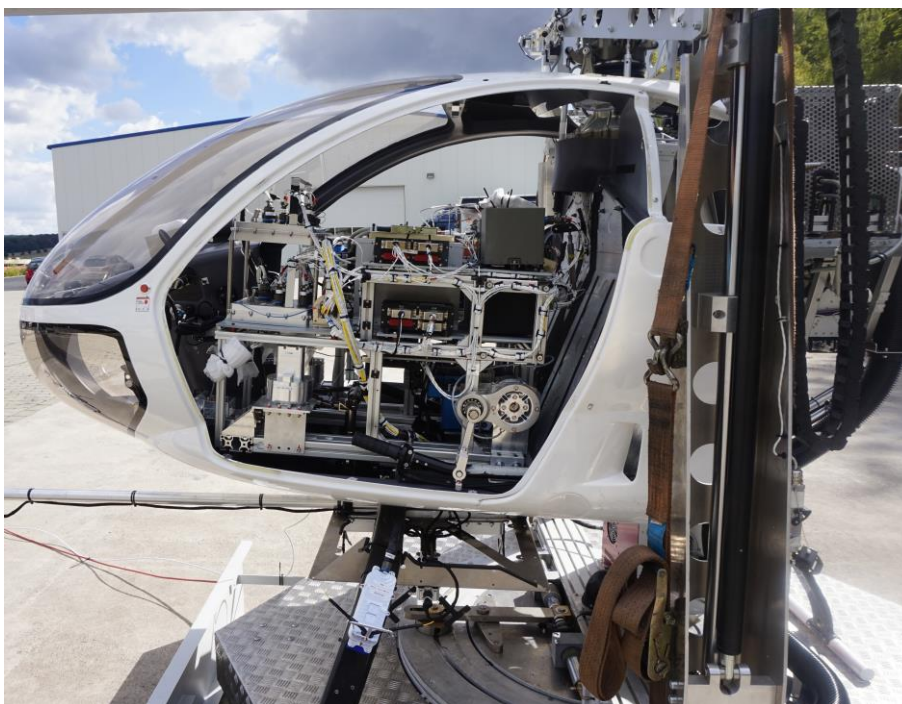


Abbildung 6-61: Integration des AFCS am CoAX Schwebetrainer: „flugfähige“ Integration.

### 6.5.2 AP621: Fernpilotentraining

Das intern für dieses Vorhaben festgelegte Pilotentraining wurde erfolgreich abgeschlossen. Das Pilotentraining umfasste bemannte Flugstunden mit Fluglehrer, Modellhubschrauberflüge, Flüge an der CoAX600-UAS HIL-Umgebung sowie am CoAX600-UAS PC-Simulator. Für dieses Vorhaben wurden insgesamt folgende Flugstunden erbracht:

Tabelle 6-1: Auszug Flugbücher Piloten

Pilot #	1	2
bemannt Freiflug [hh:mm]	19:00	15:27
bemannt Schwebetrainer [hh:mm]	06:37	05:11
unbemannt Schwebetrainer [hh:mm]	19:35	07:28
CoAX600-UAS Simulator [hh:mm]	32:12	49:45
Modellhubschrauber [hh:mm]	50:51	28:40
<b>SUMME [hh:mm]</b>	<b>130:17</b>	<b>108:29</b>

Anm.: Die geringere Flugstundenanzahl von Pilot #2 mit Modellhubschraubern ist in der Erfahrung als Modellhubschrauberpilot bereits vor dem Vorhaben EPUCOR begründet.

Zusätzlich haben die Piloten erbracht:

- Flugfunkzeugnis
- Fernpilotenzeugnis A1/A3 und A2
- Medical ICAO2

- Polizeiliches Führungszeugnis

Bei der Erprobung des CoAX600-UAS im Schwebegestell erwies sich die entwickelte Ausbildungsstrategie als ausreichend und zielführend. Modellhubschraubererfahrung erwies sich als hilfreich, um die Knüppelbelegung an der Fernsteuerung sowie visuelles Steuern ohne „Nachdenken“ schnell auszuführen. Jedoch ist die Flugdynamik eines großen Hubschraubers derart anders, dass sich die bemannte Ausbildung als unerlässliche und äußerst wichtige Säule in der Fernpilotenausbildung für *Full-Scale* Hubschrauber herausstellte. Insbesondere bodennahe Flüge, Abheben und Aufsetzen, bei denen das Unfallrisiko bekanntlich am größten ist, konnte weder mit dem verwendeten Simulationsmodell noch mit den verwendeten Modellhubschraubern hinreichend genau abgebildet werden, um die notwendige Sicherheit beim manuellen Fernsteuern eines Großhubschraubers ohne Stabilisierung zu erreichen. Erschwerend kommt hinzu, dass gerade in der ersten Phase der Erprobung durch Inbetriebnahme und Test sowie Einstellung von Soft- und Hardware sich ständig ändernde Gegebenheiten beherrscht werden müssen – und das, ohne die Möglichkeit, die sonst in der Luftfahrt übliche Routine zu erlangen. Deshalb war wichtiger Bestandteil der Ausbildung ein sehr flexibles und nicht routinemäßiges Vorgehen zu verinnerlichen, da so auf unvorhergesehene Situationen besser reagiert werden kann.

Nach Abschluss ihres Trainings waren die beiden Piloten in der Lage über 27 Betriebsstunden im Schwebegestell und 4 Flugstunden mit dem CoAx600-UAS den sicheren Flug des AFCS zu demonstrieren. In dieser Zeit gab es 26 Regler Updates wozu die Piloten gutes Feedback beisteuern konnten und auch mit dem geänderten Verhalten des Fluggerätes ohne Probleme zu rechkamen. Ausführliche Details zu Pilotentraining und Crewtraining wurden außerdem in einem Paper veröffentlicht [35].

### 6.5.3 AP630: Bodenversuche

AP630 wurde in enger Kooperation mit edm-aerotec GmbH durchgeführt. Nach der in AP620 erläuterten Integration erfolgte eine Testkampagne des UAS im Schwebegestell (bodengebunden). Das Schwebegestell mit dem zugehörigen elektrisch angetriebenen CoAX600 wurde im LuFo Vorhaben ECHT entwickelt und erprobt und konnte in diesem Vorhaben als Zwischenerprobungsträger sehr wertvoll eingesetzt werden. Dieses Schwebegestell bietet die Möglichkeit, mit den Freiheitsgraden Gieren, Nicken, Rollen und Hub sichere Bodenversuche durchzuführen. Das Schwebegestell erlaubt Roll- und Nickbewegungen bis etwa 30° sowie Gieren des Hubschraubers um etwa 500°. Es kann eine Flughöhe von ca. 80 cm erreicht werden.

Zusätzlich zur Sensorik für die automatische Flugsteuerung wurden die bereits für die Identifizierungsflugkampagne entwickelten und instrumentierten Steuerstangen verbaut. Diese sind mit je einer DMS-Vollbrücke für Zug- Druckkraft sowie Seilwegpotentiometer für die Steuerungsmessung ausgestattet. Zusätzlich wurden der Kollektivhebelaktuator sowie der Pedalaktuator mit einem DMS-basierten Drehmomentmessaufnehmer versehen.

Der Versuchsaufbau ist in Abbildung 6-62 ersichtlich. Die Betriebsmannschaft bestand hierbei aus:

- *Test Director* (edm-aerotec GmbH, TUM)
- *Crew Chief* (edm-aerotec GmbH)
- Elektriker (edm-aerotec GmbH)
- *Remote Pilot* (TUM)
- *Remote Co-Pilot* (TUM)
- *Ground Control Station Operator* (TUM)
- *Safety Manager* (TUM)

Für die erste Phase wurde der Hubschrauber im Gestell derart fixiert, dass die Zelle keine Bewegungsfreiheitsgrade mehr aufwies. In dieser Phase wurde in einigen Stunden Bodenlaufzeit mit Nenndrehzahl die im Labor voreingestellten Aktuatorregler weiter getuned, sodass diese maximale Stellgeschwindigkeiten bei notwendiger Stabilität erreichten. Zusätzlich wurden ausführliche Systemtests durch *life-Monitoring* der digitalen Bussysteme sowie durch *Postprocessing* aller aufgezeichneten Daten durchgeführt. Nach dieser Phase wurden die Freiheitsgrade schrittweise erhöht und schließlich vollständig freigegeben.

Mit diesem Versuchsaufbau wurden, soweit möglich, Funktionalitäten des AFCS von *Direct Law*, *Stability Augmentation* und *Rate Law* erprobt. Für die Reglerentwicklung war außerdem von Bedeutung, die Dynamik der Aktuatoren bis zu den resultierenden Steuerwinkeln an der Taumelscheibe zu identifizieren. Hierfür wurden mehrere Serien an automatischen Manövern von *Doublers* und 3-2-1-1 Manövern eingesteuert und ausgewertet. Außerdem wurden Betriebsabläufe entwickelt und Checklisten für die Freiflüge entwickelt. So konnte in mehr als 27 „Flugstunden“ ausführliche Systemerfahrung gewonnen und der Weg für Freiflüge bereitet werden. Die gesamten entwickelten Verfahren und Checklisten wurden mehrfach unter realitätsnaher Umgebung mit der gesamten Betriebscrew validiert und verifiziert und auf die tatsächlichen Gegebenheiten angepasst. Auch die Piloten konnten die für das Training vorgeschriebenen Flugzeiten absolvieren und wertvolle, realitätsnahe Erfahrung sammeln. Außerdem wurde das FTS regelmäßigen Tests unterzogen, indem es zum Ausschalten des Motors eingesetzt wurde. Schließlich wurde durch Variation der Pilotenposition ein zum visuellen Steuern günstiger Abstand zum Fluggerät ermittelt.

Außerdem konnten alle notwendigen Crewtrainings und Systemtests erfolgreich beendet werden. Während dieser Zeit gab es keinen Ausfall oder abnormes Verhalten eines kritischen Systems. Eine abschließende visuelle und funktionelle Überprüfung der Komponenten ergab keine Auffälligkeiten.



Abbildung 6-62: Versuchsaufbau bei der Erprobung am Schwebetrainer.

Tabelle 6-2: Auszug Bordbuch CoAX600-UAS Schwebetrainer.

Nr.	Datum	Startzeit hh:mm	Landezeit hh:mm	Flugzeit hh:mm	Landungen
1	06.10.2022	13:33	13:51	0:18	5
2	06.10.2022	15:15	15:30	0:15	5
3	07.10.2022	9:47	9:59	0:12	4
4	07.10.2022	10:01	10:11	0:10	6
5	07.10.2022	10:15	10:26	0:11	6
6	07.10.2022	10:28	10:39	0:11	3
7	07.10.2022	10:44	10:55	0:11	5
8	07.10.2022	10:59	11:06	0:07	4
9	07.10.2022	13:55	14:08	0:13	3
10	07.10.2022	14:14	14:28	0:14	5
11	27.10.2022	10:51	11:06	0:15	1
65	11.07.2023	17:00	17:08	0:08	11
66	12.07.2023	10:59	11:16	0:17	9
67	12.07.2023	11:20	11:36	0:16	10
68	12.07.2023	15:33	15:52	0:19	26
69	12.07.2023	15:55	16:18	0:23	19
70	12.07.2023	16:18	16:35	0:17	19
71	12.07.2023	16:35	16:58	0:23	10
72	13.07.2023	10:37	10:52	0:15	6
73	13.07.2023	10:52	11:17	0:25	14
74	13.07.2023	11:21	11:39	0:18	14
75	13.07.2023	11:39	12:01	0:22	3
76	13.07.2023	14:45	15:08	0:23	11
77	13.07.2023	15:08	15:42	0:34	44
78	13.07.2023	15:42	16:17	0:35	39
79	13.07.2023	16:17	16:42	0:25	29
80	13.07.2023	16:45	16:56	0:11	18
81	14.07.2023	09:13	09:43	0:30	26
82	14.07.2023	10:16	10:42	0:26	9
83	14.07.2023	11:09	11:28	0:19	10
			<b>Summe</b>	<b>27:03:00</b>	<b>1498</b>



#### 6.5.4 AP640: Flugversuche

AP640 decken die unbemannten Freiflüge des CoAX600-UAS ab. Insgesamt gliedern sich die Flugversuchsaktivitäten dieses Vorhabens in drei wesentliche Abschnitte:

- a) **bemannte** Systemidentifizierungsflüge (AP312)
- b) gefesselte **unbemannte** Flüge im Schwebegestell (AP630)
- c) **unbemannte** Flüge mit dem CoAX600-UAS im Freiflug (AP640)

Die Einrüstung des AFCS in den freifliegenden CoAX600-UAV (AP620) wurde im rechtzeitig abgeschlossen und es wurde mit gefesselten Bodenläufen begonnen. Auch für diesen Versuchsaufbau wurde, nach Abstimmung mit allen Partnern, entschieden, den im Labor bereits verwendeten Aufbau mit AMIGAA Aktuatoren zu verwenden, da das Projektende nahe war und nicht mit ausreichender Sicherheit abzusehen war wann die Airbus Technik GmbH Aktuatorik einrüstfähig ist.

Nach der Erteilung der SORA Zulassung durch das LBA am 15.06.2023 konnten die finalen Tests und Vorbereitungen abgeschlossen und das UAS zum nationalen Erprobungszentrum des DLR in Cochstedt überführt werden.



Abbildung 6-63: Beantragte Fluggebiete am nationalen Erprobungszentrum des DLR in Cochstedt

Am 27.07.2023 fand schließlich der Erstflug des CoAx600-UAS statt. Anschließend erfolgte in 27 Flügen bis zum 29.08.2023 eine ausführliche Erprobung aller Systeme und Regler und eine stückweise Erweiterung der Flugenvelope. In finaler Konfiguration flog das CoAX600-UAS vollständig stabilisiert mit einem Ratenregler. Insgesamt wurden über 4 Flugstunden mit 53 Landungen erfliegen.



Abbildung 6-64: CoAX600-UAS im Freiflug vor dem Tower und Hangargebäude in Cochstedt

Tabelle 6-3: Auszug Bordbuch CoAX600-UAS vom Freiflug in Cochstedt.

Nr.	Datum	Startzeit hh:mm	Landezeit hh:mm	Flugzeit hh:mm	Landungen
1	27.07.2023	09:38	09:44	0:06	4
2	27.07.2023	09:45	09:54	0:09	5
3	02.08.2023	09:32	09:51	0:19	3
4	02.08.2023	09:53	10:05	0:12	3
5	02.08.2023	11:39	11:47	0:08	5
6	02.08.2023	11:48	11:50	0:02	1
7	04.08.2023	09:20	09:30	0:10	3
8	04.08.2023	09:31	09:43	0:12	1
9	04.08.2023	09:50	10:04	0:14	1
10	04.08.2023	10:04	10:08	0:03	1
11	04.08.2023	10:10	10:20	0:10	1
12	04.08.2023	10:25	10:31	0:06	1
13	04.08.2023	10:32	10:39	0:07	1
14	04.08.2023	10:41	10:48	0:07	3
15	04.08.2023	10:49	11:03	0:14	3
16	04.08.2023	11:04	11:17	0:13	1
17	04.08.2023	11:17	11:27	0:09	1
18	04.08.2023	13:42	13:51	0:09	1
19	04.08.2023	13:52	13:54	0:02	1
20	04.08.2023	13:55	14:04	0:09	1
21	04.08.2023	14:05	14:10	0:05	1
22	04.08.2023	14:15	14:28	0:13	1
23	04.08.2023	14:29	14:41	0:12	4
24	04.08.2023	14:42	14:50	0:08	2
25	04.08.2023	14:51	14:54	0:03	1
26	04.08.2023	14:55	15:03	0:08	1
27	29.08.2023	14:54	15:04	0:10	2
			<b>Summe</b>	<b>4:01</b>	<b>53</b>





Abbildung 6-65: CoAX600-UAS und die Fernpiloten während dem Freiflug



Abbildung 6-66: Betriebscrew des CoAX600-UAS

## 7 Nutzen und Verwertbarkeit

Im Folgenden wird die bis zum derzeitigen Stand absehbare oder bereits durchgeführte Verwertung beschrieben.

Bereits während des Vorhabens konnten das erlangte Wissen und die Erkenntnisse der durchgeführten Arbeiten in die Lehre und somit Aus- und Weiterbildung von Studierenden einfließen. Dies geschah sowohl im Rahmen von Vorlesungen, Übungen und des Projektseminars „Urban Air Mobility“.

Weiterführend wurden die Ergebnisse durch studentische Arbeiten begleitet, wodurch das Projekt in die direkte Ausbildung von Nachwuchs-Ingenieuren und Ingenieurinnen eingeflossen ist. Dies trug zur Ausbildung von Bachelor- und Masterabsolventen bei.

Die Daten aus den Versuchskampagnen werden aktuell am Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie dazu verwendet um den selbst entwickelten Flugmechanik-Code „ARCS“ zu validieren und auszubauen. Hier konnte in den letzten Monaten ein voll funktionsfähiges physikalisches Modell des Hubschraubers aufgebaut und zunächst im Schwebeflug validiert werden. Dies soll in den nächsten Monaten auf den gesamten Flugbereich ausgeweitet werden. Das Modell ist echtzeitfähig aufgebaut und soll in unserem Simulator ROSIE zum Einsatz kommen. Auf Basis des Codes sollen in Zukunft weitere Projekte und Studien durchgeführt werden. Die Kompetenzen des Lehrstuhls konnten hier deutlich weiter aufgebaut und auf eine solide Validierungsbasis gestellt werden.

Auch in folgenden Projekten der TUM kommen die hier gewonnenen Erkenntnisse und Fähigkeiten zum Einsatz:

In enger Zusammenarbeit mit unseren Projektpartnern arbeitet das Team der TUM-FSD am Förderprojekt AIDER im Rahmen des bayerischen Luftfahrt-Forschungsprogramms (Holistische Air Mobility Initiative Bayern, HAMI). Ziel dieses Projekts ist die Entwicklung einer Drohne als Technologiedemonstrator, basierend auf dem CoAX 600 Hubschrauber der Firma edm aerotec GmbH. Diese Drohne soll gezielt zur Bekämpfung von Waldbränden eingesetzt werden. Die gewonnenen Erkenntnisse aus dem Projekt EPUCOR dienen als solide Grundlage für die Entwicklung dieser neuen Drohne im Rahmen des AIDER-Projekts. Darüber hinaus ermöglicht die im Rahmen von EPUCOR entwickelte Drohne bereits vor der eigentlichen Entwicklung der neuen Wasserabwurfsdrohne Tests neuer Funktionen für den unbemannten Flugbetrieb.

Zusätzlich bearbeitet der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik zwei weitere Industrieprojekte, die sich direkt auf den Erkenntnissen des Projekts EPUCOR im Bereich Simulation und Regelung von Coaxialhubschraubern aufbauen.

Schutzrechtsanmeldungen oder erteilte Schutzrechte seitens der TUM hat es im Vorhabenzeitraum nicht gegeben.

Die Verwertung der erzielten Ergebnisse durch die Lehrstühle basiert somit zum einen auf der Validierung und Weiterentwicklung effizienter Rechenmodelle inklusive Antriebskomponenten, sowie der Interaktionsphänomene koaxialer Rotoren. Zum anderen wurde ein neues, validiertes System zur Flugregelung von Hubschraubern entwickelt. Die damit verbundene Weiterentwicklung der Kompetenz auf diesem Gebiet bietet eine optimale Basis für weitere Projekte zusammen mit der Hubschrauber-Industrie. Für die Lehrstühle ergibt sich somit nach Ende des Forschungsvorhabens die Möglichkeit, insbesondere die enge Kooperation mit edm aerotec in zukünftigen Projekten zu nutzen.

## 8 Fortschritt bei anderen Stellen

Fortschritte ergaben sich vor allem beim VSR700 von Airbus Helicopters. Nachdem bereits 2017 die ersten Flüge mit Sicherheitspilot stattfanden konnte Mittlerweile bereits die autonome Landefähigkeit auf Schiffsdecks demonstriert werden. Sowohl die Dimensionen als auch die Entwicklungsschritte des Projektes zeigen gewisse Ähnlichkeiten mit dem Projekt EPUCOR. Dies zeigt einerseits die Relevanz der Entwicklung, andererseits zeigt es auch die Validität des Vorgehens im Projekt. Mit dem Projekt EPUCOR konnte außerdem unterstrichen werden, dass eine solche Entwicklung samt Erprobung auch in Deutschland realisierbar ist. Im Folgenden sollen die wichtigsten Meilensteine der VSR700 Entwicklung seit Antragsstellung kurz aufgelistet werden:

11.2019: In Absprache mit der für die Flugfreigabe zuständigen Luftfahrtbehörde wurde die VSR700 zur Sicherung der Flugtestzone mit 30 Meter langen Seilen am Boden befestigt. In weiteren Phasen wird die VSR700 nun für den freien Flug vorbereitet und das Testprogramm schrittweise ausgeweitet [38].



Abbildung 8-1 Gefesselter Erstflug des VSR700 [38]



07.2020: Der VSR700 demonstriert erstmals den kompletten Freiflug. Die Flugfreigabe hierfür wurde mit Nutzung eines Geofencing Systems für ein beschränktes Fluggebiet erteilt. Die Test fanden in Frankreich statt [39].



**Abbildung 8-2 Erster Freiflug des VSR700 [39]**

5.2023: Die französische Generaldirektion für Rüstung (DGA) hat gemeinsam mit Airbus Helicopters zum ersten Mal den VSR700 in einer einsatzfähigen Konfiguration von einem Schiff aus auf See getestet. Wie Airbus mitgeteilt hat, führte die VSR700 Anfang Mai 80 völlig autonome Starts und Landungen von einem zivilen Schiff aus durch, das mit einem Hubschrauberdeck ausgestattet war und vor der Küste der Bretagne im Westen Frankreichs kreuzte [40].



**Abbildung 8-3 Maritime Operation des VSR700 [40]**

10.2023: Die Marine-Drohne VSR700 von Airbus Helicopters war in der ersten Oktober-Woche zu Tests auf See an Bord der französischen Fregatte „Provence“ (D652) im Mittelmeer. Die Tests fanden in Zusammenarbeit mit der französischen Rüstungsbeschaffungsbehörde DGA (Direction générale d’armement), der Naval Group, Airbus Helicopters und der französischen Marine statt [41]

## 9 Veröffentlichungen, Vorträge

Bis zum Zeitpunkt der Fertigstellung des vorliegenden Berichtes wurden acht *Peer Reviewed* Veröffentlichungen auf internationalen Fachtagungen (AIAA Aviation / SciTech, VFS) publiziert und auf den zugehörigen Konferenzen präsentiert sowie ein Journal Paper veröffentlicht (s. nachfolgende Auflistung):

**B. Hosseini, A. Barth, M. Hajek und F. Holzapfel**, *Helicopter Parameter Estimation Based on A Nonlinear Physics-Based Model*, AIAA SciTech - Atmospheric Flight Mechanics, Virtual, 2020.

**B. Hosseini, F. Sax, J. Rhein, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth, M. Hajek, B. Grebing**: *Global Model Identification for a Coaxial Helicopter*, 78th Vertical Flight Society, Texas, USA, 2022

**Bachfischer, M., Hosseini, B. Holzapfel, F.:** *Development and Validation of an Inflow Model for a Coaxial Teetering Rotor System*, AIAA Aviation Forum, Chicago, USA, 2022

**L. Maier, B. Hosseini, A. Barth, F. Holzapfel, M. Hajek**: *On the Flight Test Campaign of a Coaxial Helicopter for the Development of an Unmanned Aerial System*, AIAA Aviation, Chicago, USA, 2022

**B. Hosseini, A. Steinert, R. Hofmann, X. Fang, R. Steffensen, F. Holzapfel, C. Göttlicher**, *Advancements in the Theory and Practice of Flight Vehicle System Identification*, Journal of Aircraft, 60, 2023

**B. Hosseini, J. Rhein, F. Sax, H. Hofsäß, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth, B. Grebing**, *Conversion of a Coaxial Rotorcraft to a UAV*, AIAA SciTech Forum, 2024

**L. Maier, B. Hosseini, F. Sax, J. Rhein, A. Barth, F. Holzapfel, M. Hajek, I. Yavrucuk**, *Evaluation of the Pilot Training Concept for Flying a Helicopter UAV*, AIAA SciTech Forum, 2024

**M. Bachfischer, B. Hosseini, F. Sax, J. Rhein, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth**, *Linear Model Identification for a Coaxial Rotorcraft in Hover*, AIAA SciTech Forum, 2024

**R. Hofmann, B. Hosseini, X. Fang, J. Rhein, F. Sax, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth**, *Center of Gravity Estimation Using Multiple Accelerometers*, AIAA SciTech Forum, 2024

[www.EPUCOR.com](http://www.EPUCOR.com)





## I. Literatur

- [1] Feil, R., Rinker, M., Hajek, M.: Flight Testing of a Coaxial Ultralight Rotorcraft; 73rd American Helicopter Society Annual Forum; Fort Worth, TX; 2017
- [2] Spieß, C., Kerler, M., Hajek, M.: Effects on Helicopter Dynamics in Case of Engine Failure During Intended Single Engine Operation; 40th European Rotorcraft Forum; 2014
- [3] J. Hönle, A. Barth, W. Erhard, H.-P. Kau: Engine Quick Start in Case of Emergency - a Requirement for Saving Fuel by Means of Engine Shutdown, ERF 2012
- [4] Barth, A. Feil, R., Kondak, K., Hajek, M.: Conceptual Study for an Autonomous Rotorcraft for Extreme Altitudes; 40th European Rotorcraft Forum; 2014
- [5] Pflumm, T., Barth, A., Kondak, K., Hajek, M.: Auslegung und Konstruktion eines Hauptrotorblattes für ein in extremen Flughöhen operierendes Drehflügel-UAV, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Rostock, Germany, 2015
- [6] Spieß, C., Radler, S., Barth, A., Hajek, M.: A Real-Time Capable Inflow Model for the Simulation of Interacting Multi-Rotor Configurations, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Braunschweig, Germany, 2016
  
- [7] K. Dalamagkidis et al.: On Integrating Unmanned Aircraft Systems into the National Airspace System, Intelligent Systems, Control and Automation: Science and Engineering 54, DOI 10.1007/978-94-007-2479-2 2, Springer, 2012
- [8] Drohnen Weltweit, Statistik von Statista und Zeit Online, Retrieved from <https://de.statista.com/infografik/1676/ausgewaehlte-daten-zum-thema-drohnen/>, on 18.06.2017
- [9] Hirschberg, M.: To Boldly Go Where No Unmanned Aircraft Has Gone Before: A Half-Century of DARPA's Contributions to unmanned Aircraft; 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 4-7 January 2010; Orlando; Florida
- [10] Tietzel, F. A.; Vanderlind; M. R. Brown; J. H.: Summary of ARPA-ASO, TTO Aerial Platform Programs- Volume II, Remotely Piloted Helicopters; B A T T E L L E, Columbus Laboratories, Tactical Technology Center, 505 King Avenue, Columbus, Ohio 43201; 1975
- [11] Pelletier, A. et al.: Autonomous Navigation and Control Functions of the CL-327 VTOL UAV, AGARD MSP Symposium on "System Design Considerations for Unmanned Tactical Aircraft (UTA)", Greece, 7-9 October 1997

- [12] Upton, B.: The Design, Development and Testing of the Canadair CL-227 remotely Piloted Vehicles, Canada Aviation Museum Aircraft, Canada
- [13] Downs, J., et al.: Control System Development and Flight Test Experience with the MQ-8B Fire Scout Vertical Take-Off Unmanned Aerial Vehicle (VTUAV)MQ-8B Fire Scout Vertical Take-Off Unmanned Aerial Vehicle (VTUAV), 63rd American Helicopter Society Annual Forum; Virginia Beach; 2007
- [14] MQ-8B Fire Scout Data Sheet, Retrieved from [http://www.northropgrumman.com/Capabilities/FireScout/Documents/pageDocuments/MQ-8B\\_Fire\\_Scout\\_Data\\_Sheet.pdf](http://www.northropgrumman.com/Capabilities/FireScout/Documents/pageDocuments/MQ-8B_Fire_Scout_Data_Sheet.pdf), on 18.06.2017
- [15] MQ-8B Fire Scout Data Sheet, Retrieved from [http://www.northropgrumman.com/Capabilities/FireScout/Documents/pageDocuments/MQ-8C\\_Fire\\_Scout\\_Data\\_Sheet.pdf](http://www.northropgrumman.com/Capabilities/FireScout/Documents/pageDocuments/MQ-8C_Fire_Scout_Data_Sheet.pdf), on 18.06.2017
- [16] Drozeski, G. et al.: Application of Software Enabled Control Technologies to a Full-Scale Unmanned Helicopter, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, California, 2005
- [17] FlightGlobal Artikel: Sikorsky achieves first flight of manned/unmanned Black Hawk; Retrieved from <https://www.flightglobal.com/news/articles/sikorsky-achieves-first-flight-of-mannedunmanned-black-398455/>, on 16.06.2017
- [18] Whalley, M.S. et. al.: Autonomous Black Hawk in Flight: Obstacle Field Navigation and Landing-site Selection on the RASCAL JUH-60A, Journal of Field Robotics 31(4), 591–616; 2014
- [19] Mansur, M. H. et al.: Full Flight Envelope Inner-Loop Control Law Development for the Unmanned K-MAX®; 67rd American Helicopter Society Annual Forum; Virginia Beach; 2011
- [20] K-MAX Brochure, Retrieved from <http://www.lockheedmartin.com/content/dam/lockheed/data/ms2/documents/K-MAX-brochure.pdf>, on 18.06.2017
- [21] Airbus News: Eurocopter validates its optionally piloted helicopter capabilities with successful unmanned EC145 demonstration flights at Istres, France, Retrieved from [http://www.helicopters.airbus.com/website/en/press/Eurocopter-validates-its-optionally-piloted-helicopter-capabilities-with-successful-unmanned-EC145-demonstration-flights-at-Istres,-France\\_1088.html](http://www.helicopters.airbus.com/website/en/press/Eurocopter-validates-its-optionally-piloted-helicopter-capabilities-with-successful-unmanned-EC145-demonstration-flights-at-Istres,-France_1088.html), on 20.06.2017
- [22] Airbus News: VSR700 demonstrator performs first autonomous flights, Retrieved from <http://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2017/06/VSR700.html>, on 20.06.2017
- [23] Loechelt, S.; Alles, W.; Moorman, D.: DYNAMIC INVERSION CONTROL FOR A COAXIAL HELICOPTER UAV, 36<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, France; 2010
- [24] Meldung vom 15. Juni 2007: Erfolgreicher Erstflug des UAV-Demonstrators Sharc, Retrieved from [http://www.airbusgroup.com/int/en/news-media/press-releases/Airbus-Group/Financial\\_Communication/2007/06/20070615\\_ds\\_mas\\_sharc\\_first\\_flight/-de\\_20070615\\_ds\\_mas\\_sharc\\_first\\_flight.html](http://www.airbusgroup.com/int/en/news-media/press-releases/Airbus-Group/Financial_Communication/2007/06/20070615_ds_mas_sharc_first_flight/-de_20070615_ds_mas_sharc_first_flight.html), on 12.06.2017
- [25] Anikin, V.A.; Shibanov, Y.V.: Peculiar aspects of rotory-wing UAV complexes used for aerial monitoring mission; 33th European Rotorcraft Forum; 2007; Russia
- [26] TD222, Retrieved from <https://plus.shephardmedia.com/detail/td220/>, on 18.06.2017
- [27] Zhuhai 2016: T333 UAV unveiled by Beijing company, Retrieved from <https://www.shephardmedia.com/news/uv-online/zhuhai-2016-t333-uav-unveiled-beijing-company/>, on 18.06.2017
- [28] Unmanned Vehicles, Annual Handbook, Issue 22, Shepard Media UK, Mai 2014

- [29] B. Hosseini, A. Barth, M. Hajek und F. Holzapfel, *Helicopter Parameter Estimation Based on A Nonlinear Physics-Based Model*, AIAA SciTech - Atmospheric Flight Mechanics, Virtual, 2020.
- [30] B. Hosseini, F. Sax, J. Rhein, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth, M. Hajek, B. Grebing: *Global Model Identification for a Coaxial Helicopter*, 78th Vertical Flight Society, Texas, USA, 2022
- [31] Bachfischer, M., Hosseini, B. Holzapfel, F.: *Development and Validation of an Inflow Model for a Coaxial Teetering Rotor System*, AIAA Aviation Forum, Chicago, USA, 2022
- [32] L. Maier, B. Hosseini, A. Barth, F. Holzapfel, M. Hajek: *On the Flight Test Campaign of a Coaxial Helicopter for the Development of an Unmanned Aerial System*, AIAA Aviation, Chicago, USA, 2022
- [33] B. Hosseini, A. Steinert, R. Hofmann, X. Fang, R. Steffensen, F. Holzapfel, C. Göttlicher, *Advancements in the Theory and Practice of Flight Vehicle System Identification*, Journal of Aircraft, 60, 2023
- [34] B. Hosseini, J. Rhein, F. Sax, H. Hofsäß, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth, B. Grebing, *Conversion of a Coaxial Rotorcraft to a UAV*, AIAA SciTech Forum, 2024
- [35] L. Maier, B. Hosseini, F. Sax, J. Rhein, A. Barth, F. Holzapfel, M. Hajek, I. Yavrucuk, *Evaluation of the Pilot Training Concept for Flying a Helicopter UAV*, AIAA SciTech Forum, 2024
- [36] M. Bachfischer, B. Hosseini, F. Sax, J. Rhein, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth, *Linear Model Identification for a Coaxial Rotorcraft in Hover*, AIAA SciTech Forum, 2024
- [37] R. Hofmann, B. Hosseini, X. Fang, J. Rhein, F. Sax, F. Holzapfel, L. Maier, A. Barth, *Center of Gravity Estimation Using Multiple Accelerometers*, AIAA SciTech Forum, 2024
  
- [38] Cockpit: VSR700-Prototyp von Airbus absolviert ersten Flug, Retrieved from <https://www.cockpit.aero/rubriken/detailseite/news/vsr700-prototyp-absolviert-ersten-flug/>, on 26.06.2024
- [39] Cockpit: VSR700-Prototyp von Airbus absolviert ersten Freiflug, Retrieved from <https://www.cockpit.aero/rubriken/detailseite/news/vsr700-prototyp-von-airbus-absolviert-ersten-freiflug/>, on 26.06.2024
- [40] ES&T: Hubschrauberdrohne im Seetest, Retrieved from <https://esut.de/2023/05/meldungen/42273/hubschrauberdrohne-vsr700-im-seetest/>, on 26.06.2024
- [41] AEROBUZZ: VSR700 bewährt sich an Bord der Fregatte “Provence”, Retrieved from <https://aerobuzz.de/militar-news/vsr700-bewaehrt-sich-an-bord-der-fregatte-provence/>, on 26.06.2024

## Berichtsblatt

<b>1. ISBN oder ISSN</b>	<b>2. Berichtsart (Schlussbericht oder Veröffentlichung)</b> Schlussbericht	
<b>3. Titel</b> Abschlussbericht Elektrische Primärsteuerung im Unbemannten Coaxialrotor-Hubschrauber – EPUCOR – Automatische Flugsteuerung		
<b>4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)]</b> Maier Lukas; Barth Aaron; Hosseini Barzin; Sax Franz; Rhein Julian	<b>5. Abschlussdatum des Vorhabens</b> 31.12.2023	
	<b>6. Veröffentlichungsdatum</b> 28.06.2024	
	<b>7. Form der Publikation</b> Sonstiges	
<b>8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse)</b> Technische Universität München - Fakultät für Luftfahrt, Raumfahrt und Geodäsie - Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie	<b>9. Ber.-Nr. Durchführende Institution</b>	
	<b>10. Förderkennzeichen</b> 20Y1705C	
	<b>11. Seitenzahl</b> 95	
<b>12. Fördernde Institution (Name, Adresse)</b> BMWK	<b>13. Literaturangaben</b> 41	
	<b>14. Tabellen</b> 4	
	<b>15. Abbildungen</b> 78	
<b>16. DOI (Digital Object Identifier)</b>		
<b>17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum)</b>		
<b>18. Kurzfassung</b> <p>Im Rahmen des Projektes wurde ein UL-Hubschrauber mit 600kg MTOW auf unbemannten Betrieb umgerüstet und im Flugbetrieb getestet. Dieser Bericht beschreibt die Arbeitsanteile der TUM, die den Aufbau des automatischen Kontrollsystems umfassten. Unter anderem wurde eine bemannte Flugkampagne zur Systemidentifikation, mit anschließender Modellerstellung durchgeführt um eine Grundlage für das Regler-tuning zu haben. Anschließend wurde das Messsystem der Kampagne um die benötigten Steuerungskomponenten erweitert und ausgiebig, zunächst im Labor und anschließend in einem im Projekt ECHT entwickelten Schwebegestell getestet.</p> <p>Nach erfolgreichem Abschluss der Tests und erteilter Aufstiegsgenehmigung mittels des SORA Prozesses, konnten schließlich die unbemannten Freiflüge am nationalen Erprobungszentrum des DLR in Cochstedt stattfinden.</p>		
<b>19. Schlagwörter</b> UAV, unbemannt, UAS, SORA, Hubschrauber, Pilotentraining, Regelungssystem, Sensoriksystem		
<b>20. Verlag</b>	<b>21. Preis</b>	

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 2368284-3

## Document control sheet

<b>1. ISBN or ISSN</b>	<b>2. type of document (e.g. report, publication)</b> Veröffentlichung (Publikation)	
<b>3. title</b> Final report Electrical primary control in the unmanned coaxial rotor helicopter - EPUCOR - Automatic flight control		
<b>4. author(s) (family name, first name(s))</b> Maier Lukas; Barth Aaron; Hosseini Barzin; Sax Franz; Rhein Julian	<b>5. end of project</b> 31.12.2023	
	<b>6. publication date</b> 28.06.2024	
	<b>7. form of publication</b> Sonstiges	
<b>8. performing organization(s) name, address</b> Technische Universität München - Fakultät für Luftfahrt, Raumfahrt und Geodäsie - Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie	<b>9. originators report no.</b>	
	<b>10. reference no.</b> 20Y1705C	
	<b>11. no. of pages</b> 95	
<b>12. sponsoring agency (name, address)</b> BMWK	<b>13. no. of references</b> 41	
	<b>14. no. of tables</b> 4	
	<b>15. no. of figures</b> 78	
<b>16. DOI (Digital Object Identifier)</b>		
<b>17. presented at (title, place, date)</b>		
<b>18. abstract</b> <p>As part of the project, an UL helicopter with an MTOW of 600 kg was converted to unmanned operation and tested in flight. This report describes the parts of the TUM's work that involved setting up the automatic control system. Among other things, a manned flight campaign was carried out to identify the system, with subsequent modeling to provide a basis for controller tuning. The measurement system of the campaign was then expanded to include the required control components and tested extensively, first in the laboratory and then in a hovering frame developed in the ECHT project. Once the tests had been successfully completed and ascent approval had been granted using the SORA process, the unmanned free flights could finally take place at the DLR's national test center in Cochstedt.</p> <p>Translated with <a href="https://www.DeepL.com/Translator">www.DeepL.com/Translator</a> (free version)</p>		
<b>19. keywords</b> UAV, unmanned, UAS, SORA, helicopter, pilot training, control system, sensor system		
<b>20. publisher</b>	<b>21. price</b>	

Nicht änderbare Endfassung mit der Kennung 2369379-3