



TEMA UAV - SCHLUSSBERICHT 2022

Datum: 22.03.2022

Verfasser: Simon Wiedemann, Ted Hopper,
Christoph Stuckmann, Christian Balke, Simon Wedel

Version: V 0

Inhalt

1	Aufgabenstellung	3
2	Planung und Ablauf der Arbeit	3
3	Wissenschaftlicher und technischer Stand an den angeknüpft wurde	5
4	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	7
5	Beschreibung der geleisteten Arbeit	7
6	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	28
7	Voraussichtliche Nutzung und Verwertbarkeit der Ergebnisse	29
8	Veröffentlichungen der Ergebnisse	30
I.	Literaturverzeichnis	32

1 AUFGABENSTELLUNG

Das Projektvorhaben TEMA UAV verfolgt das Ziel innovative elektromechanische Aktuatoren für zukünftige unbemannte Luftfahrzeuge zu konzipieren und einen Prototyp eines vielversprechenden Entwurfs umzusetzen und zu erproben. Dabei sollen insbesondere absehbare Anforderungen für den Einsatz in zukünftigen unbemannten Luftfahrzeugen (Unmanned Aerial Vehicle – UAV) berücksichtigt werden. Zur Integration von UAV in den zivilen Luftraum zeichnet sich ab, dass die Anforderungen an die Systeme ähnlich stringent ausfallen wie bei bemannten Fahrzeugen, insbesondere, wenn ein Systemausfall zu einem Absturz über besiedeltem Gebiet führen kann und somit eine signifikante Gefahr für Menschenleben besteht. Um im Rahmen einer Anwendung in der Flugsteuerung von UAV zum Einsatz kommen zu können, sollen die Aktuatoren Fehlertoleranz gegenüber wahrscheinlichen Ausfällen von Komponenten aufweisen. Hierfür wird zunächst eine Referenzarchitektur für das Flugsteuerungssystem angenommen und mit einem Hersteller für derartige Luftfahrzeuge abgestimmt. Davon ausgehend werden die Anforderungen an den Aktuator erhoben und potentielle Kandidatenarchitekturen erarbeitet und eine vielversprechende Architektur für die Umsetzung in einen Prototyp ausgewählt. Im Rahmen der Umsetzung wird besonderer Wert auf die Umsetzung einer Werkzeugkette, die für eine zukünftige Zulassung eines derartigen Aktuators notwendig ist, geachtet. Weiterhin werden Methoden zur Fehlererkennung und fehlertoleranten Regelung erarbeitet und am Prototyp demonstriert.

2 PLANUNG UND ABLAUF DER ARBEIT

Das Vorhaben ist in folgende drei Hauptarbeitspakete gegliedert:

Hauptarbeitspaket 1: Systems Engineering

Dieses Arbeitspaket beinhaltet die Planung der Entwicklungsprozesse zur Umsetzung eines fehlertoleranten UAV Aktuators sowie den Entwurf der Architektur des Stellsystems. Weiterhin ist die Planung und Durchführung der praktischen Erprobung Bestandteil.

Hauptarbeitspaket 2: Aktuator Design

Im Rahmen dieses Arbeitspaketes erfolgt die Umsetzung des Prototyps. Weiterhin wird die Werkzeugkette für den Entwurf und die Nachweisführung sicherheitskritischer

Stellsysteme für zukünftige UAV erarbeitet.

Hauptarbeitspaket 3: Fehlererkennung und Regelung

Für den sicheren Betrieb eines fehlertoleranten Aktuators sind zuverlässige und schnelle Fehlererkennungsalgorithmen unerlässlich. Weiterhin muss die Regelung rekonfigurierbar sein, um im Fehlerfall von Einzelkomponenten den Weiterbetrieb zu gewährleisten. Daher werden in diesem Arbeitspaket innovative Fehlererkennungs- und Regelungsalgorithmen erarbeitet und umgesetzt.

Arbeitsteilung

Das Vorhaben TEAM UAV wird als Verbundprojekt zwischen den Partnern MACCON, DLR und TU München bearbeitet. MACCON tritt dabei als Konsortialführer auf und ist für die Realisierung der Hardware im Projekt verantwortlich. Das DLR erarbeitet innovative Methoden zur sensorminimalen Fehlererkennung und fehlertoleranten Regelung. Das Systems Engineering einschließlich der Anforderungsanalyse, dem Architekturentwurf sowie des Safety Assessments wird von der TU München betreut.

Zur erfolgreichen Bearbeitung des Projektes ist eine enge Kooperation und Koordinierung der drei Partner von signifikanter Bedeutung.

Das HAP 1 beinhaltet das Systems Engineering. Zunächst werden, im Rahmen gemeinsamer Workshops, in AP 1.1. die Stakeholder Anforderungen an zukünftige fehlertolerante Stellsysteme abgeleitet. Es ist angedacht, diese Workshops unter Beteiligung von potentiellen Herstellern für UAV durchzuführen um die Relevanz der folgenden Tätigkeiten abzusichern. Aufbauend auf den Stakeholder Anforderungen werden die technischen Anforderungen und die Funktionen erarbeitet. Diese bilden die Grundlage für den anschließenden Architekturentwurf in AP 1.2. Im Rahmen des Architekturentwurfs ist erneut eine enge Verzahnung der Partner unerlässlich. Architekturkandidaten werden von allen Partnern vorgeschlagen. MACCON ist für die Bewertung der Umsetzbarkeit in Hardware und das DLR für die entsprechende Überprüfung auf Potentiale zur fehlertoleranten Regelung zuständig. Die TU München, als Leiter des Arbeitspaketes, hat bei diesem Prozess die Federführung inne. In enger Abstimmung mit dem Architekturentwurf wird die TU München darüber hinaus das

Safety Assessment in AP 1.3 von Anfang an begleiten. Dabei werden frühzeitig kritische Komponenten aufgedeckt und zusammen mit MACCON Redundanzkonzepte erarbeitet und mit dem DLR Potentiale zur Fehlererkennung zu identifiziert.

Für die Tests zur Verifikation und Validierung stellt das DLR in AP 1.4 die Testumgebung bereit. Die Testfälle werden dabei schon frühzeitig im Projekt erarbeitet um die Testumgebung in geeigneter Weise umsetzen zu können. Der Prototyp, der auf der Testumgebung untersucht werden soll, wird von MACCON im Rahmen des HAP 2 realisiert. Basierend auf den Anforderungen und in enger Absprache mit den Projektpartnern erfolgt dabei in AP 2.1 die Umsetzung der Regelungs- und Leistungselektronik und in AP 2.2 die Umsetzung der Firmware, welche später die Regelungs- und Fehlererkennungsalgorithmen des DLR akkommodiert. Die Auslegung des elektrischen Antriebs ist Bestandteil des AP 2.3. Die Umsetzung der Hardware im AP 2.4 ist wiederum in enger Absprache mit der TU München durchgeführt. Die TU München ist dabei für die Zuverlässigkeitsanalysen der einzelnen Komponenten zuständig und unterstützt bei der Auswahl der Hardwareelemente. AP 2.5 dient der Umsetzung des Prototyps, welcher für Testzwecke dem DLR bereitgestellt wird.

Im HAP 3 werden die Fehlererkennungs- und Regelungsalgorithmen umgesetzt. Zu diesem Zweck erfolgt in AP 3.1 die Erstellung eines Aktuator-Modells. Die TU München wird dieses in einer Gesamtsystemsimulation verwenden um später das Safety Assessment abzusichern. AP 3.2 dient der Erarbeitung der Fehlererkennungsalgorithmen. Hier ist das DLR auf Input aus dem Architektorentwurf sowie des Safety Assessments angewiesen. Basierend auf der Fehlererkennung werden im AP 3.2 die Algorithmen der fehlertoleranten Regelung entworfen. Hierbei kooperieren DLR und MACCON, indem von MACCON die Basisregler zur Verfügung gestellt werden, die vom DLR um die Funktionen zur Umsetzung der Fehlertoleranz erweitert werden.

3 WISSENSCHAFTLICHER UND TECHNISCHER STAND AN DEN ANGEKNÜPFT WURDE

Im Folgenden wird der Stand der Technik besprochen:

In der Luftfahrt ist der Trend, in der primären als auch sekundären Flugsteuerung hydraulische Aktuatoren durch elektromechanische Aktuatoren (EMA) zu ersetzen, klar erkennbar. Umfangreiche EU-Forschungsprojekte zu EMAs wie ACTUATION2015 (FP7) belegen diesen Trend. Das Problem elektromechanischer Aktuatoren ist die reduzierte Zuverlässigkeit (1) im Vergleich zu hydraulischen Aktuatoren. Aktuell erreichbare Ausfallraten der elektromechanischen Aktuatoren von $1e-5$ /Flugstunde (2) machen eine entsprechend redundante Architektur nötig, um die Anforderungen an die Sicherheit insbesondere in der primären Flugsteuerung zu erfüllen. Es ergeben sich jedoch Gewichtsvorteile durch das wegfallende Hydrauliksystem und nicht mehr benötigte Pumpen. Elektromechanische Aktuatoren zeichnen sich zudem durch ihre hohe Leistungsdichte und ihre hohe Stelldynamik aus. Dies macht EMAs selbst für die Steuerung der Taumelscheibe bei Helikoptern interessant. (3)

Bei UAVs sind die Zulassungsanforderungen indes noch nicht klar definiert beziehungsweise liegen die Zuständigkeiten bei UAVs > 150 kg bei der EASA und bei UAVs < 150 kg bei den Luftfahrtbehörden des jeweiligen Landes und werden von Fall zu Fall entschieden. Dies ist auch in den USA der Fall, was in zahlreichen Beiträgen während der diesjährigen Aviation Konferenz des American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) im Juni 2017 in Denver deutlich wurde. Abgesehen von großen UAVs wie „Predator“ und „Global Hawk“ beruht die Mehrzahl der unbemannten Luftfahrzeuge auf nicht-redundanten Systemen (4) (5). Es wird erwartet, dass die Zulassung für UAVs zunächst angelehnt an die Vorschriften CS-23 und CS-27 erfolgt, siehe auch das „Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS)“ der EASA (6). Damit werden in den meisten Fällen redundante Systeme nötig und entsprechende Sicherheits- und Zuverlässigkeitsanalysen Bestandteil der Entwicklung und Zulassung von UAVS. Die Entwicklung eines wie in diesem Vorhaben geplanten fehlertoleranten elektromechanischen Aktuators nach dem gängigen Luftfahrtstandard SAE ARP4754 (7) unter Einbindung aller nötigen Sicherheitsanalysen aus SAE ARP4761 (8) leistet somit einen wichtigen Schritt in Richtung sicherere Luftfahrt in der Zukunft.

Eine Functional Hazard Analysis (FHA) mit der nötigen Klassifizierung der Fehler-Konditionen des Systems bzw. Luftfahrzeugs ist im Vorhaben geplant. Hierbei wird eine interessante Fragestellung auftreten, wie man beispielsweise einen

„katastrophalen“ Fehler bei einem unbemannten Luftfahrzeug definiert. Der „Effekt auf die Flight Crew“ und der „Effekt auf die Passagiere“ fällt in diesem Fall weg. Es muss also eine andere Definition gefunden werden und die Auswirkungen eines Absturzes eines UAVs untersucht und quantifiziert werden. Ein Ansatz hierfür ist, über die Besiedlungsdichte eine Wahrscheinlichkeit zu errechnen, mit der ein UAV einen/mehrere Menschen bei einem Absturz tödlich verletzt. Hierbei wird zwischen einem vertikal abstürzenden und einem sich horizontal in sehr niedriger Höhe bewegendem UAV unterschieden. Dieser Ansatz der Berechnung, um Wahrscheinlichkeiten zu erhalten, wurde dieses Jahr in einer Veröffentlichung der NASA beschrieben (9).

4 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN

Das Konsortium dieses nationalen Verbundvorhabens schließt folgende Partner ein:

MACCON GmbH & Co. KG, Aschauer Str. 21, 81549 München

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Braunschweig

Technische Universität München (TUM), Lehrstuhl für Hubschraubertechnologie, Prof. Dr. Manfred Hajek, Boltzmannstr. 15, 85748 Garching

5 BESCHREIBUNG DER GELEISTETEN ARBEIT

MACCON war hauptsächlich mit der Bearbeitung des Hauptarbeitspakets 2 (HAP2) – Aktuator Design beschäftigt. Wesentlicher Aufwand entstand in den Arbeitspaketen AP 2.1 (Controller und Leistungselektronik) sowie AP 2.2 (Software und Firmware) sowie AP 2.3. (Motor und Sensordesign). Die Arbeiten umfassten u.a. das finale Elektronikdesign zur Ansteuerung des Aktuators. Außerdem die Fertigung des gesamten Aktuators insbesondere der Elektronik mit anschließender Inbetriebnahme und Funktionstest der Ansteuerelektronik inkl. Leistungselektronik. Anschließend bestand erheblicher Aufwand in der Entwicklung der Mikrocontroller Firmware. Dazu zählt u.a. die Kommunikation über CAN zur Auslesung von internen Signalparametern und zum Übermitteln von Steuerbefehlen. Abschließend sind umfangreiche Funktionstests des Controllers und des Gesamtaktuators am Prüfstand unter Last erfolgt.

Die Entwicklung der MACCON spezifischen Teilaufgaben für HAP2 (Aktuator-Design) sowie HAP 3 (Fehlertolerante Regelung) mit Angabe des Fertigstellungsgrad im Vergleich zu den ursprünglichen Zielen kann folgender Aufstellung entnommen werden:

AP 2.1 Controller und Leistungselektronik

T.2.1.1: Auswahl der Controller Safety-Struktur (100%)

T.2.1.2: Leistungselektronik Architekturentwurf, Bauteilauswahl und thermische Analysen (100%)

T.2.1.3: Schaltplan und mechanisches Design der leistungselektronischen Baugruppen (100%)

T.2.1.4: Layouts der leistungselektronischen Baugruppen (100%)

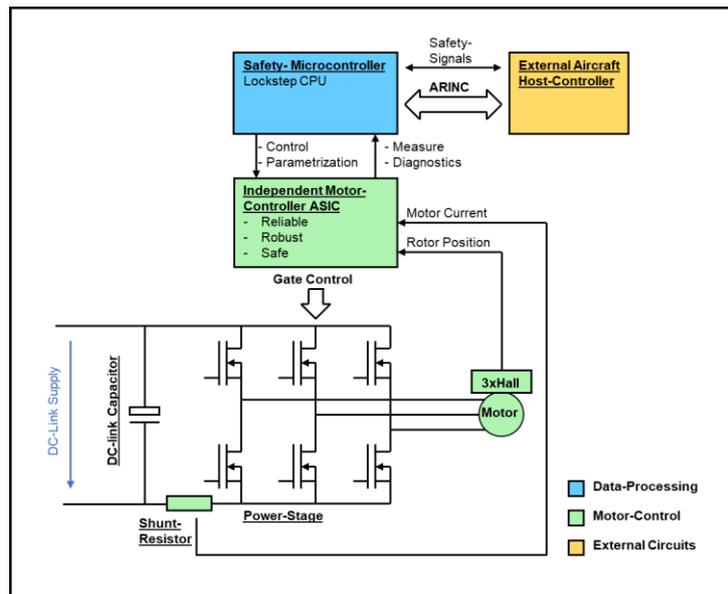
T. 2.1.5: Funktionstests von Controller und Leistungselektronik (100%)

Hardware Konzept

Für die Erstellung eines geeigneten Hardware-Konzeptes wurden folgende Grundbedingungen aus entsprechenden Normen und allgemeinen technischen Regeln für den Aufbau zuverlässiger Systeme berücksichtigt:

- Das System muß eine hohe Zuverlässigkeit und Verfügbarkeit besitzen.
- Für eine hohe Zuverlässigkeit sollte der Aufbau so einfach wie möglich sein.
- Das System muß wichtige Funktionen in ausreichend kleinen Zeitabständen selbst überwachen.
- Die Qualifizierung von sicherheitsrelevanter Mikrocontroller-Software ist extrem komplex und aufwändig, daher kann die Ausführung von benötigten Einzelfunktionen als Hardware von großem Vorteil sein.

Um diesen Anforderungen gerecht zu werden wurde folgendes Konzept erarbeitet:



TEMA-UAV Hardware Basiskonzept (Eine Lane = halber Aktuator)

In diesem Konzept gibt es im Wesentlichen zwei Funktionsblöcke: Die Motorsteuerung und überlagert dazu die Mikrocontroller-Steuerung für die Implementierung von Sicherheits- und Überwachungsfunktionen und für die gesamte Kommunikation mit der Steuerung des Fluggerätes.

Die Motorsteuerung wird als kommerzieller ASIC implementiert. Dadurch sind sämtliche Funktionen der Motorsteuerung in einer, bereits in großen Mengen produzierter, Hardware ausgeführt. Die Vorteile sind:

- Eventuelle Probleme sollten längst bekannt sein und als Errata verfügbar sein. Es muss also kaum mit unentdeckten Fehlern bei den ASIC Funktionen gerechnet werden.
- Die hohe Integration von Motorsteuerung, Sensorauswertung, Gate-Treibern, Schutzfunktionen und Diagnosefunktionen in einem ASIC garantiert eine vergleichsweise hohe Zuverlässigkeit, da Schutzfunktionen direkt integriert sind und sich auch alleine die Anzahl der notwendigen Lötstellen deutlich reduziert. Angenehmer Nebeneffekt, besonders für Anwendungen in der Luftfahrt, ist der sehr geringe benötigte Bauraum bei hoher Funktionalität.
- Bei der gesamten Motorsteuerung muss keine Software verifiziert werden. Dies ist von großem Vorteil da diese Verifikation sehr aufwendig sein kann.

- Die Motorsteuerung kann kontinuierlich arbeiten, unabhängig von Interrupts für Kommunikation oder Diagnose. Der ASIC überwacht sich kontinuierlich selbst und meldet Fehler automatisch an den Safety-Mikrocontroller.

Der Safety Mikrocontroller übernimmt folgende Funktionen:

- Die gesamte Kommunikation mit dem Host Controller, also zwischen der Flugsteuerung des Fluggerätes und dem Aktuator.
- Kontinuierliche Überwachung wichtiger Funktionen in ausreichend kleinen Zeitabständen.
- Bei erkannten Fehlern das Einleiten von Maßnahmen zur Fehlerkorrektur oder das kontrollierte Steuern des Aktuators in einen, in der Spezifikation als sicher definierten, Fehler-Betriebszustand.

Diese Kombination aus Safety-Mikrocontroller und Motorsteuerung auf Basis eines kommerziellen Asics bildet die Grundlage für eine kompakte, robuste, zuverlässige Aktuator-Steuerung.

Ein Aktuator besteht aus zwei dieser Steuerungen, deren Motoren auf der gleichen Welle montiert sind. Dadurch wird die Redundanz einer, an sich schon selbst sehr zuverlässigen Einheit erreicht.

AP 2.2 Software und Firmware

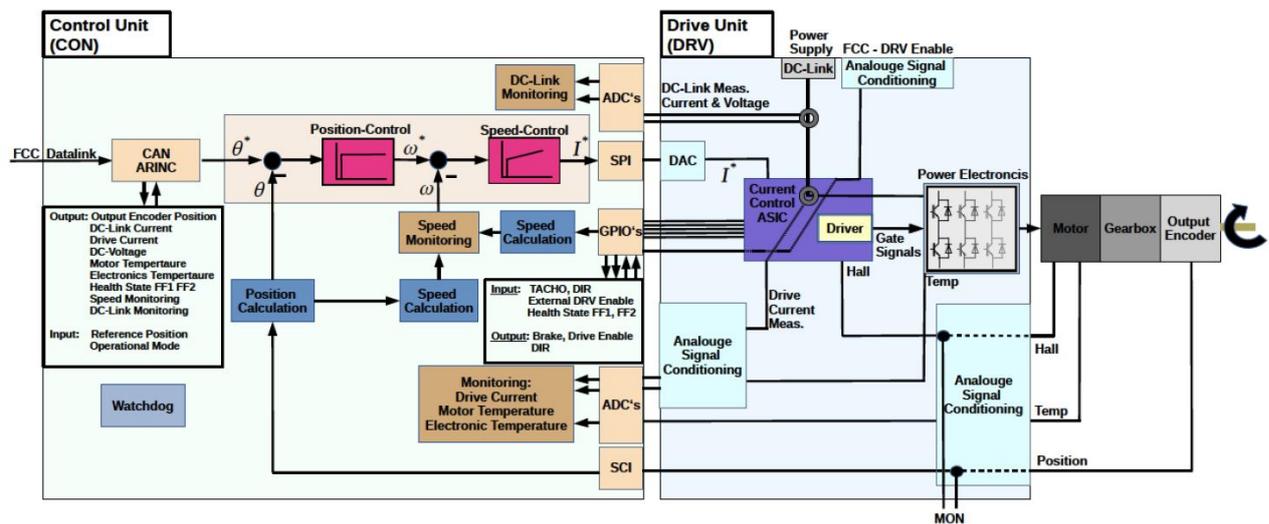
Durch geeignete Auswahl der Controller Struktur (T.2.1.1), wird der zeitliche Aufwand in AP 2.2 minimiert. Ein Großteil der Softwarearchitektur konnte reduziert werden, da die Motorstromregelung und dafür benötigte Sensorik sowie Auswertearithmetik durch einen IC übernommen werden. Daher entfallen die Unterarbeitspakete T.2.2.1 und T.2.2.2 des ursprünglichen Antrags und werden folgend neu definiert (zudem entsteht dadurch ein höherer Entwicklungsaufwand für das mechanische Aktuator design sowie für die Auslegung der Elektronik):

T.2.2.1*: Firmware (Mikrocontroller) **(100%)**

T.2.2.2*: Regelung (100%) und Kommunikation **(100%)**

T.2.2.3: Inbetriebnahme, Validierung und Optimierung **(100%)**

Die finale Umsetzung im Aktuator kann folgendem Diagramm entnommen werden:

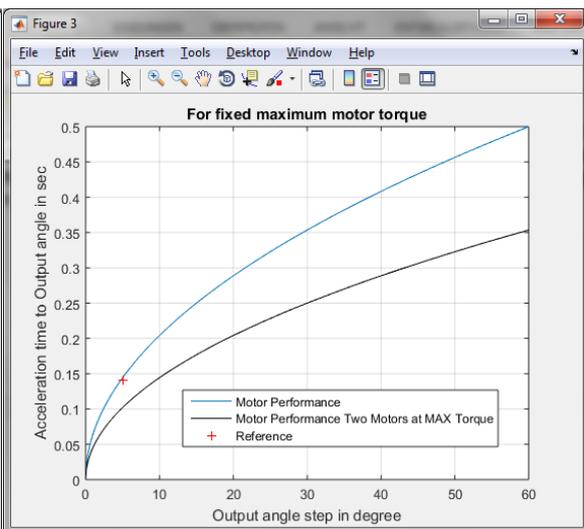
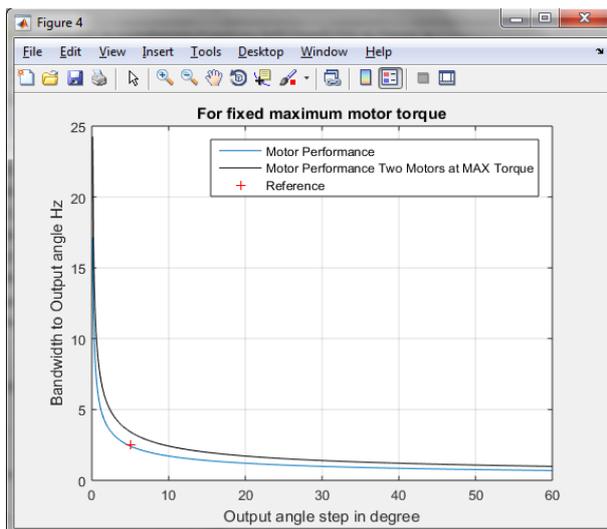
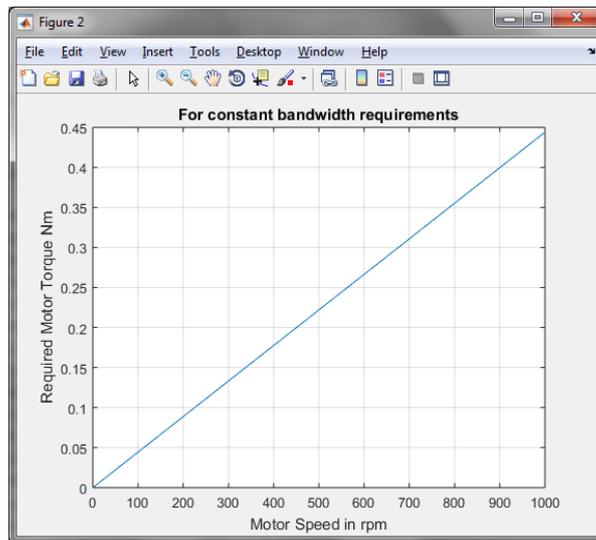


Es ist die Kommunikation zwischen Mikrocontroller und FCC Einheit zu sehen. Die Positions- und Geschwindigkeitsregelung erfolgt innerhalb des Mikrocontrollers. Die Stromregelung erfolgt durch ein externes ASIC.

AP 2.3 Motor- und Sensordesign

T.2.3.1: Topologie Auswahl (100%)

Um die eigentlichen Lastanforderungen des Aktuator zu bestimmen, wurden zusätzliche Berechnung von MACCON simulativ durchgeführt, welche vereinfacht folgend dargestellt sind. Anhand dieser Simulationen konnte durch Vorgabe der Systemträgheit sowie der Bandbreite und des Untersetzungsverhältnisses, Anforderungen an den Aktuatormotor durchgeführt werden.



T.2.3.2: Elektromagnetisches Design (100%)

Erstellung verschiedener Design- Konzepte mit Bezug auf die Motorspezifikation und Ableitung der elektromagnetischen Design-Anforderungen. Hier sind die folgenden Eckpunkte besonders beachtet worden:

Bauraum ist möglichst kompakt zu halten, um die Gewichtsanforderungen einhalten zu können. Besonders herausfordernd ist hierbei, dass der Wirkungsgrad des Motorgetriebes im tiefen Temperaturbereich auf 50% absinkt und somit der Elektroantriebsmotor das doppelte Motormoment zur Verfügung stellen muss.

Der Motor wird nur konvektionsgekühlt betrieben, so dass die Motorverluste möglichst zu minimieren sind. Die Motorentwärmung garantiert durch die Konvektion lediglich eine bedingte Abfuhr der Verluste.

Das Wicklungsdesign muss eine Fehlerredundanz ermöglichen, so dass der Motorbetrieb bei sämtlichen Fehlerkombination sichergestellt ist. Hierunter sind die unsymmetrischen Fehler (wie Teilkurzschlüsse) besonders herausfordernd. Diese führen bei nicht adäquaten Design- Ansätzen zu starken Pendelmomenten. Folglich wäre ein stabiler Motorbetrieb nicht mehr zu garantieren.

Entscheidungs Eckpunkte zum Motodesign: Die Motortopologie muss ein 2- Fach redundantes Wicklungssystem ermöglichen, das jeweils für sich separat den Betrieb gegen die Motorlasten unter den geforderten Randbedingungen ermöglichen können muss. Trotz der hohen geforderten Motorleistungsdichte wurde festgelegt, dass der Motor eine maximale Motorausnutzung bis zur Wärmeklasse H einhält. Der Motor wird in der Fertigung durch die Materialauswahl gemäß der Wärmeklasse C ausgeführt. Somit kann eine Reserve durch die deklarierten Wärmeklasse C von einer ganzen Wärmeklasse erreicht werden. Das hat zur Folge, dass die Motorausnutzung im Motorbetrieb immer weit unter dem Grenzwert, das maximal erlaubten Motorbelastung liegt.

Würde ein Fehler in einem Wicklungssystem auftreten, muss gewährleistet sein, dass ein stabiler Betrieb in dem zweiten Wicklungssystem aufrechterhalten werden kann. Zudem darf keine Kopplung in das weitere System hervorgerufen werden.

Lösungsansätze zum Motodesign: Das Motordesign muss zur Erreichung der Leistungsdichte sehr hochpolig ausgelegt werden. Um das Volumen des Rotorbauraums möglichst gut auszunutzen, ist die Entscheidung getroffen worden, eine hochpolige Rotoranordnung mit stabförmig ins Rotorjoch ragende Magneten zu wählen. Dieses Design ermöglicht eine hohe Flusskonzentration im Rotor und somit eine hohe Leistungsdichte bei minimalem Rotorgewicht.

Das Wicklungssystem wird so gestaltet, dass immer im Wechsel 3 Nuten von dem einem Wicklungssystem einer Phase belegt werden und dann wieder 3 Nuten des anderen Wicklungssystems. Dieser Lösungsansatz ermöglicht bei Maximierung des Wickelfaktors das Risiko einer Interaktion der Systeme untereinander, wenn eine Überkreuzung der Motorzuleitungen durch den Motoraufbau vermieden wird.

Ein weiteres Designkriterium ist, dass die Sättigung im magnetischen Kreis zu minimieren ist. Somit können die Eisenverluste so weit wie möglich reduziert werden.

T.2.3.3: Thermische Analyse (100%)

Analyse der Motorerwärmung auf Basis der Verlustberechnung, die sich auf Grundlage der elektromagnetischen Designdaten ergeben. Zur Berechnung der thermischen Motorerwärmung wird ein Softwaretool verwendet, das MACCON vertreibt und supportet:

Die Berechnungen wurden für die unterschiedlichen minimalen und maximalen Umgebungstemperaturen durchgeführt. Zudem wurden unterschiedlichen Lastpunktberechnungen durchgeführt. Hierbei wird von natürlicher Konvektion ausgegangen. Die Analysen zeigen, dass für die maximalen Lasten, Lastprofilen und Umgebungstemperaturen der Motor innerhalb der Wärmeklasse H betrieben werden kann. Der Betrieb wird hierbei jeweils für einen separaten Betrieb eines Wicklungssystems berechnet.

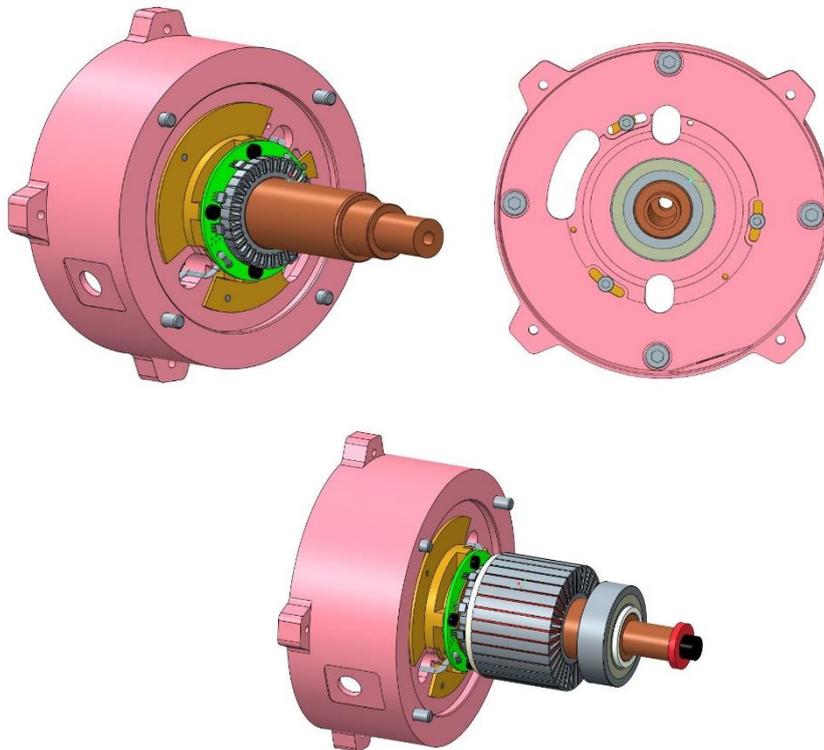
T.2.3.4: Sensorauslegung (100%)

Für die Motorpositionsbestimmung ist ein redundantes Hall- Sensorsystem ausgewählt worden. Da zum einen die Halls aus Temperaturgründen nicht im Bereich der Statorwicklung positioniert werden können und zum anderen eine magnetische Einkopplung der Motorwicklung in das Hall- Signal zu vermeiden ist, ist die Hallsensor-Erfassung hinter der Motorwicklung platziert worden.

Ein weiterer Grund für diese gesonderte Hallanordnung ist darin begründet, dass die Halls in einer separaten Hall- Halterung platziert worden sind, um eine nachträgliche Einstellen der Hallsignale zu den Spannungsnulldurchgängen der Motorwicklung abgleichen zu können. Um ein Auslösen der Halls in der exakt gleichen Frequenz zum Hauptrotor erreichen zu können, ist ein separater Rotor, der dem Design des Hauptrotors gleicht, ausgewählt worden. Ein maßgeblicher Grund der Verwendung eines dem Hauptrotor möglichst ähnlichen Sensorrotors ist darin gegeben, einen Frequenzversatz durch geometrische ähnliche Flusswege ausschließen zu können.

Für die Rotorauslegung, die die Hallsensoren schaltet, ist eine elektromagnetische Berechnung zur Ermittlung und Optimierung des resultierenden Rotorfeldes

durchzuführen. Hierbei ist die im Hall- Herstellerdatenblatt angegebene Ansprechschwelle das Designkriterium. Dieses Schema ist nachfolgend dargestellt:



Um dies zu ermöglichen, wurden Finite-Element Simulationen durchgeführt, um die Flussdichte über den Hall-Sensoren zu bestimmen sowie mögliche Querfelder, welche zu Störungen führen würden. Weiterhin wurde der Schaltplan und das Layout für die Hall-Platine designed und geeignete Bauteile ausgesucht.

T.2.3.5: Definition der Schnittstellen (Mechanik/ Leistungsdaten/ Verbindungstechnik) **(100%)**

Diese Schnittstellen wurden durch einige Iteration zwischen der MACCON Elektronikabteilung und dem DLR in dem angehangenen Anforderungsdokument definiert.

T.2.3.6: Mechanische Konstruktion Kitmotor/Sensoren **(100%)**

Die Beschreibung dieses Arbeitspakets wird durch AP 2.4 dargestellt.

AP 2.4 Mechanische Komponenten

T.2.4.2 Auslegung/Berechnung mechanischer Komponenten (100%)

In diesem Arbeitspaket wurden die elektromagnetischen Designansätze zusammen mit der Konstruktion in ein mechanisches Design umgesetzt. Hierzu wurde zum einen verschiedene Kühlkonzepte untersucht. Die Materialauswahl der Motorkomponenten ist in Abstimmung mit den konstruktiven Schnittstellen umzusetzen gewesen.

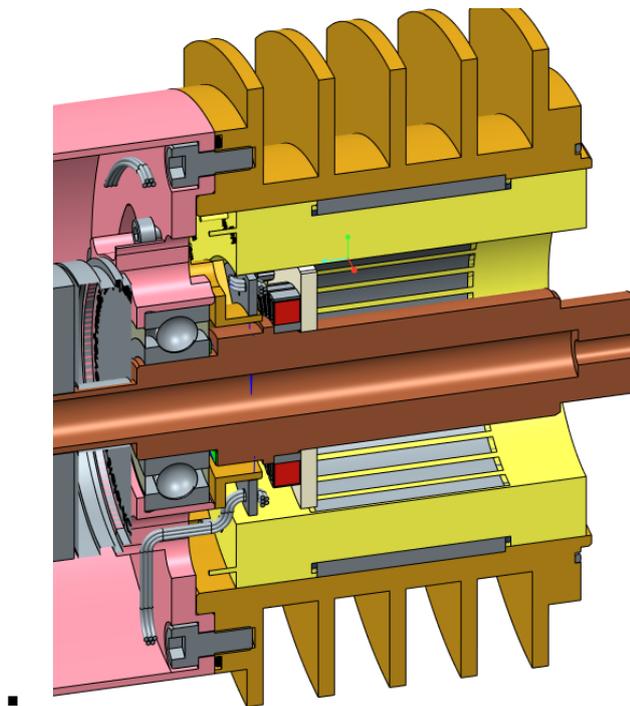
Aussparungen im Stator- und Rotorblechschnitt zur mechanischen Fixierung des Stators ins Gehäuse und des Rotors auf der Welle sind zudem in verschiedenen Iterationsschleifen festzulegen gewesen. Diese mussten hierbei so optimiert werden, dass durch diese Aussparungen eine akzeptable Störung des Magnetflusses hervorgerufen wird.

Die Festigkeitsberechnungen für den Rotor haben Einfluss auf das magnetische Design. Hierzu musste eine Iterationsschleife mit Bezug auf die Ergebnisse beider Berechnungsgänge durchgeführt werden.

Designphase 1 - Motor (Arbeitsaufwände in Stichpunkten)

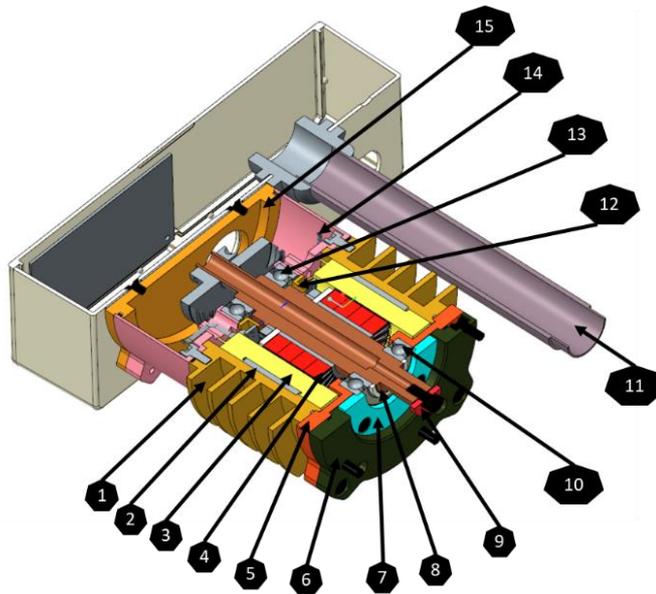
- Detaillierte Konstruktion der einzelnen Komponenten (siehe Übersicht Motorkomponenten, unten)
- Auslegung des Kühlungskonzepts
 - Konzepte für passive Kühlung
 - Konzepte für aktive Kühlung
- Anbindungen zum Getriebe
 - Abstimmung mit Getriebehersteller sowie mit der TU-München
 - Konstruktion auf getriebeseitige Anbindung angepasst
- Anbindungen zur Elektronik
 - Abstimmung mit der internen Elektronikabteilung sowie der TU-München. Z.B. Befestigungsmöglichkeiten, Festigkeit, Kabelführung, Verbindungstechnik.

- Anpassung der Kabellängen, Führungen und Durchführungen unter Betrachtung der Demontage
- Integration Sensoren: Hallplatine, Motorencoder
 - Abstimmung Kabelpositionierung, Führungen und der Durchführungen des Kabels mit Stecker
 - Integration Distanzblech zwischen Hall-Rotor und um mögliche Wirbelströme seitens der Rotormagneten zu verhindern sowie die Fehlermöglichkeit zu reduzieren. Entwicklung eines Konzepts, um die Positionierung der Halls nach Montage von Welle und Lagerschilden zu gewährleisten. (siehe untenstehendes Bild)



Integration Hall-Sensor

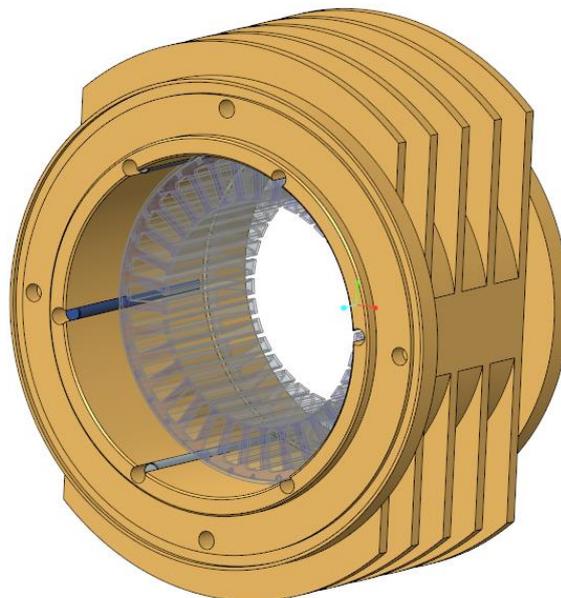
- Berechnung und Definition der Positionierung des Druckausgleichselement um Kondensat-Bildung im Motor zu vermeiden
- Abdichtung: Analyse der gesamten Motoreinheit (Motor, Elektronik, Aktuator, Getriebe) in Bezug auf Dichtheit sowohl gegen Spritzwasser als auch gegen Wasser
- Optimierung des Gewichts für Motorgehäuse, Flansche etc.



Pos.	Benennung
1	Motorgehäuse
2	Stator
3	Wicklung mit Verguss
4	Rotor mit Gehäuse
5	Lagerschild_1 Festlager
6	Adapterflansch
7	Lagerschild_2 Festlager
8	Distanzscheibe
9	Distanzscheibe
10	Kugellager Festlager
11	Aluminium Rohr für Kabel Encoder Aktuator
12	Halterung Hall-Platine
13	Kugellager Loslager
14	Lagerschild Loslager mit integriertem Encoder
15	Deckel

Übersicht Motorkonstruktion

- Neukonstruktion des Lagerschildes Loslager (Pos. 14 Abb.1) aufgrund neuer Anforderung seitens DLR um die Anbringung eines Encoders zu gewährleisten. Abstimmung mit Elektronikabteilung über Positionierung der Stecker
- Festigkeitsanalyse
 Abstimmung mit externem Unternehmen; mehrere Iterationsschritte nötig aufgrund Schrumpfpassung und großem Temperaturunterschied (-40°C/+150°C). Finales Konzept mit Schrumpfpassung und Passstiften für Drehmomentübertragung bei hohen Temperaturen.

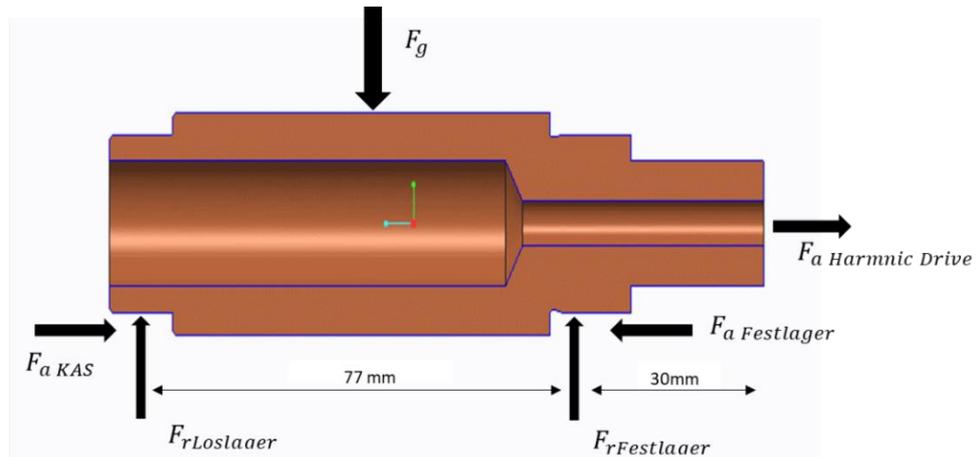


Designphase 2 des Aktuators und Unterstützung der TUM (Arbeitsaufwände in Stichpunkten)

- Keilwellen
 - Unterstützung bei der Auswahl der Keilwelle und deren Tolerierung
 - Ermittlung geeigneter Fertigungsbetriebe sowie Einholen von Angeboten
- Kabelführung
 - Definition der Kabelführung sowie Unterstützung bei der Konstruktion einer Halterung für den Encoder-Stecker um frühzeitigen Kabelbruch zu vermeiden
- Sensormontage
 - Hilfestellung sowohl bei der Anordnung als auch der Montage von Sensoren im Mechanikdesign
- Kabelgehäuse
 - Unterstützung bei der Konstruktion um sowohl die Demontage als auch die Herstellbarkeit und eine sichere Montage zu gewährleisten
- Abdichtung
 - Analyse der Dichtheit des Aktuators und Hilfestellung bei der Konstruktion der Dichtelemente
- Zentrierung der Flansche
 - Unterstützung und Analyse der Zentrierung aller funktionsrelevanten Bauteile, um die Montage als auch den sicheren Betrieb des Aktuators zu gewährleisten.

Berechnungen

- Lagerberechnung
 - Überschlägige Rechnung der Lasten am Motor



Bei der überschlägigen Rechnung für die Kugellageranordnung konnte eine Sicherheit von 60 ermittelt werden. Weiterhin konnte eine nominelle Lebensdauer von $3,3 \times 10^6$ h errechnet werden.

- Berechnung der Lager mit Hilfe eines Onlinetools der Firma „Schäffler“
Aufgrund der Betrachtung der einzelnen Lager, dort ist die Sicherheit sowie die Lebensdauer höher als bei der gesamten Betrachtung. Weiterhin wird durch die hohen Temperaturschwankungen die Fettgebrauchsdauer der Lager entscheidend sein.
- Berechnung der Schleifmaße für Stator, Rotor, Hilfsrotor und Distanzblech
 - Berücksichtigung der Fertigungstoleranzen des Paketierens der Komponenten sowie der Vernickelung um genauen Presssitz (Definition aus Festigkeitsanalyse) zu gewährleisten.

Auswahl Materialien

- Ermittlung geeigneter Lieferanten aufgrund des hochfesten Aluminiums, das für das Motorgehäuse gewählt wurde.
- Abstimmung mit den jeweiligen Fertigungsunternehmen

Erstellung von Detailzeichnungen

- Erstellung aller Detailzeichnung mechanischer Komponenten (**sehr hoher Aufwand**)

Überprüfung von Detailzeichnungen der TUM

- Mehrere Iterationsschritte waren nötig um finale Detailzeichnungen zur Angebotserstellung zu schicken. (**hoher Aufwand**)

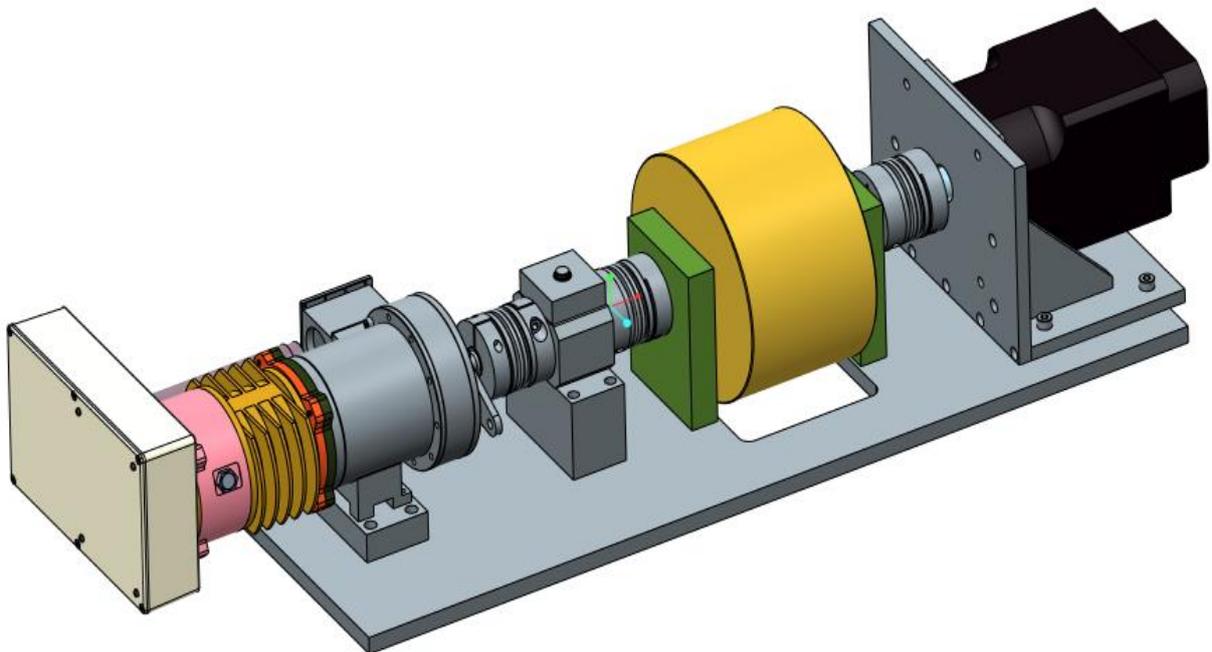
Anfrage Angebote und Bestellungen

- Einzelteile/Kaufteile

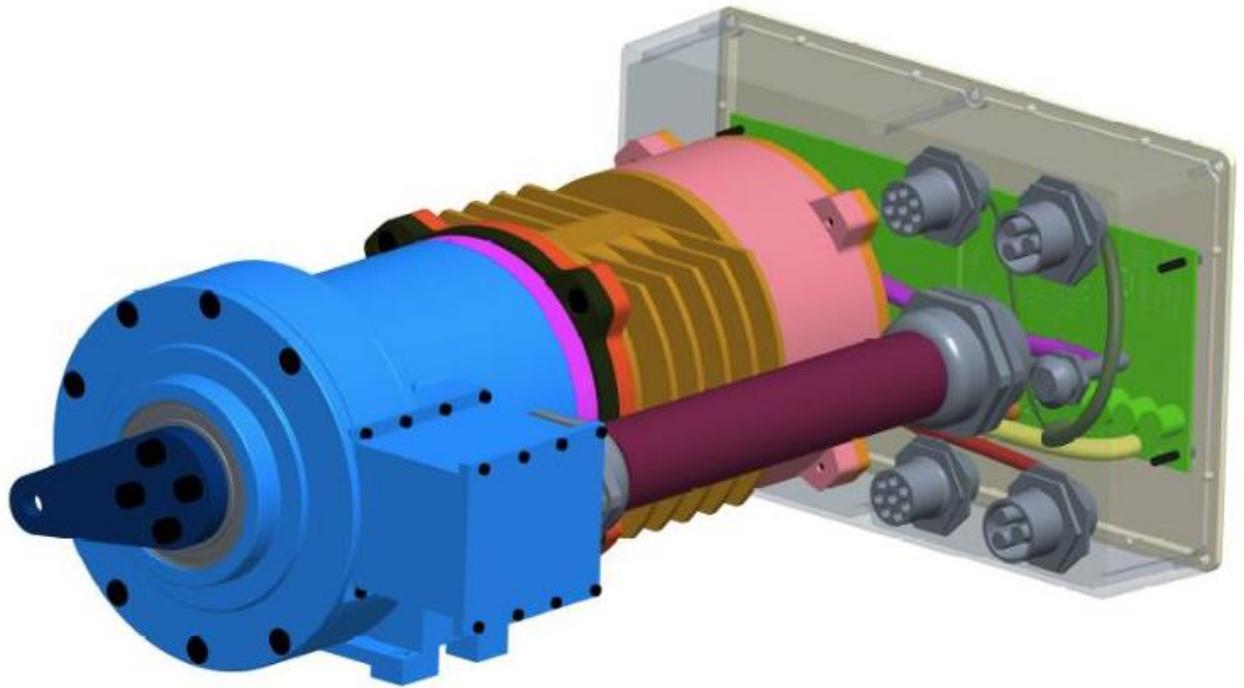
- Erstellung einer Übersicht über alle Kaufteile
 - Ermittlung der Preise
 - Einholung und Vergleich von Angeboten
- Bearbeitungsteile/mechanische Komponenten
 - Erstellung von Arbeitspaketen (Motor, Aktuator, Testaufbau, „Welle+Nabe“) um Lieferzeiten zu minimieren
 - Angebotsanfrage sowie Abstimmung mit Lieferanten über Machbarkeit und Lieferzeiten

Konstruktion des Testaufbaus

- Weiterhin wurde ein Testaufbau konstruiert, um verschiedene Lastzyklen der Motoreinheit zu testen. Dabei musste die Motoreinheit mit einem digitalen Drehmomentsensor, einer Schwungscheibe sowie mit einer definierten Lastmaschine verbunden werden. Den Testaufbau kann man im nachfolgenden Bild sehen

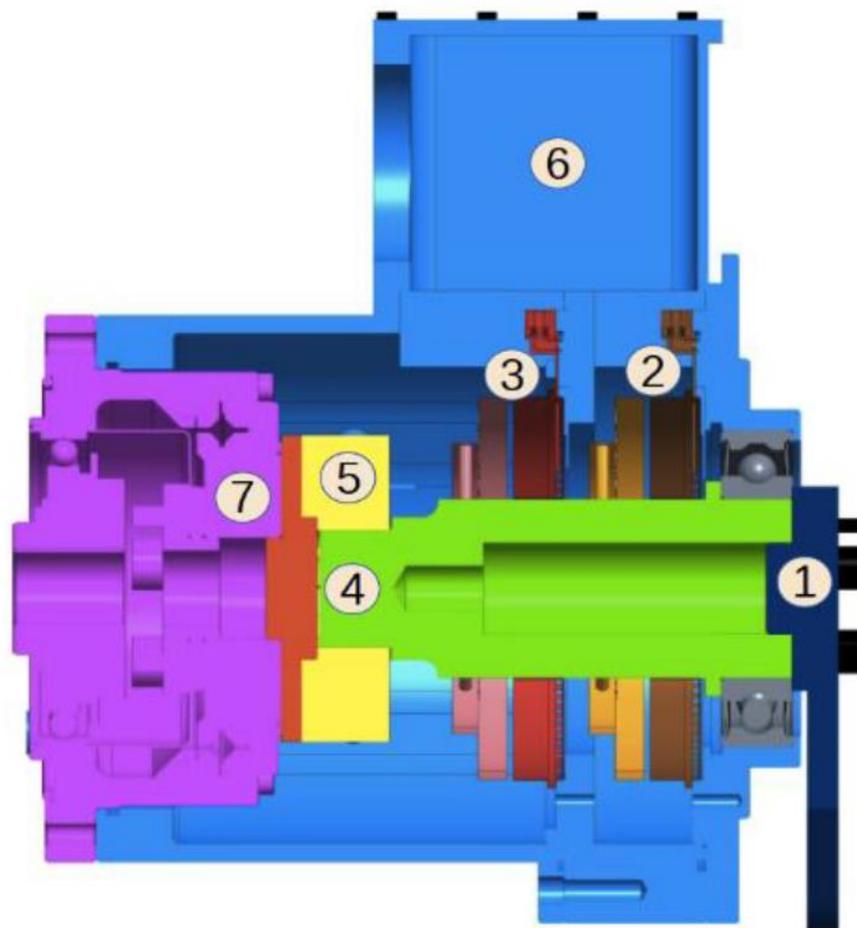
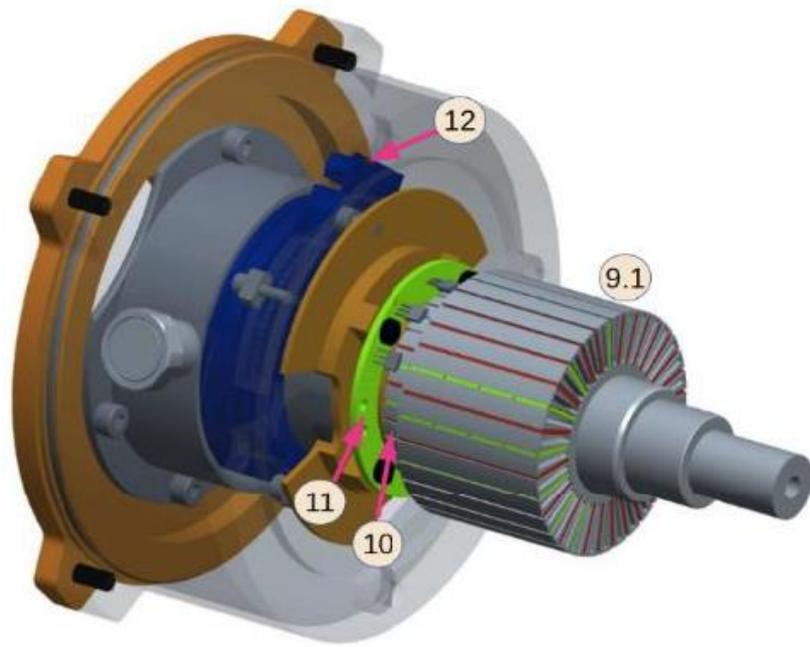


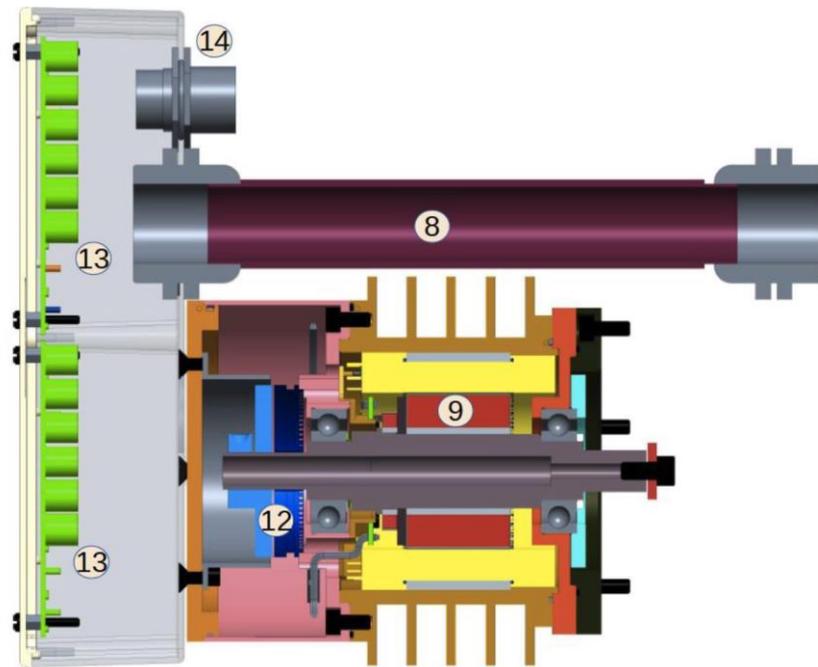
Nachfolgend ist der entwickelte fehlertolerante Aktuator zu sehen.



Die Hauptbestandteile sind wie folgt zusammengefasst:

Note #	Component
1	Output lever
2	Output position encoder of lane A (rotor + stator)
3	Output position encoder of lane B (rotor + stator)
4	Spline-shaft
5	Spline-hub
6	Connection box of the output encoders
7	Gearbox, gear ratio of 1/50 (Harmonic Drives)
8	Cable tube of the output encoders
9	Motor (stator, main rotor (9.1), passive cooling)
10	Rotor for the digital position hall sensor
11	Digital hall sensor circuit board of lane A and B (electrically isolated)
12	Motor encoder (rotor + stator)
13	Actuator control unit (ACU) of lane A and B (two circuit boards)
14	Actuator connectors of lane A and B (communication and power supply)





In den folgenden Bildern ist der gefertigte Motor des Aktuators zu sehen sowie das Wickelschema



Wic

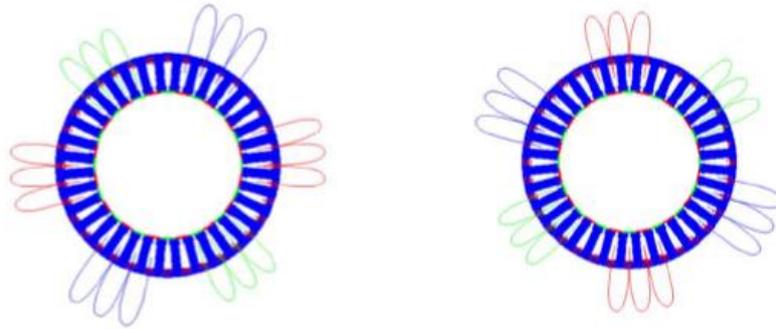
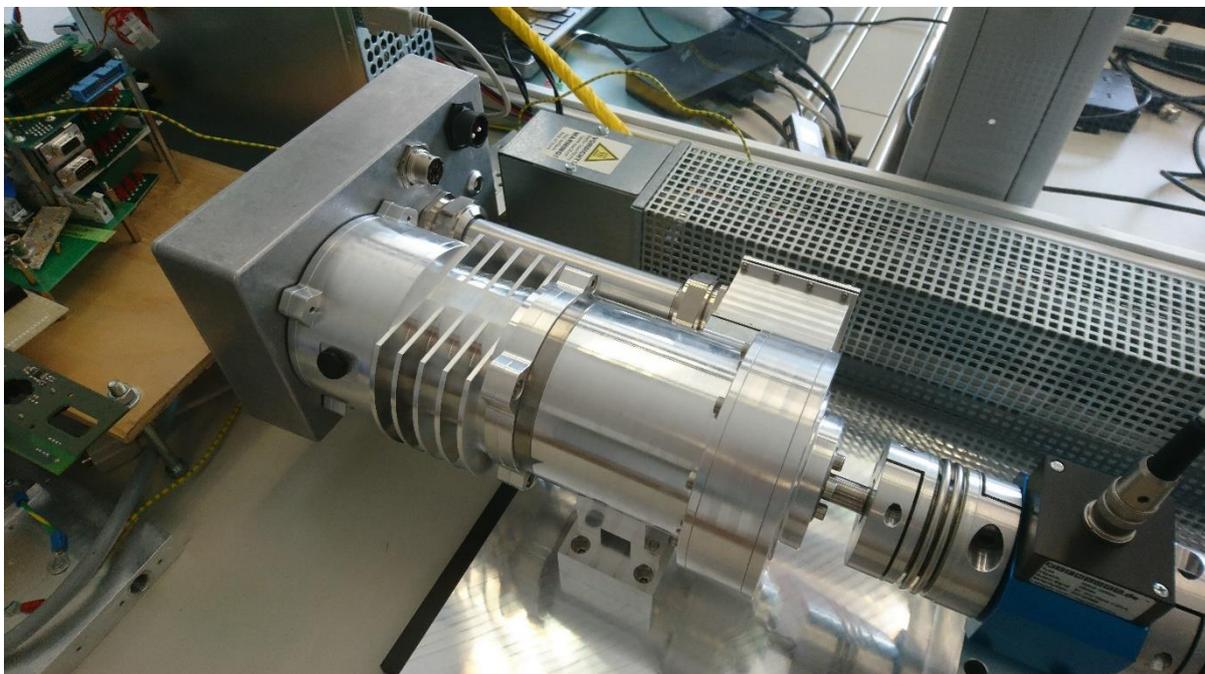
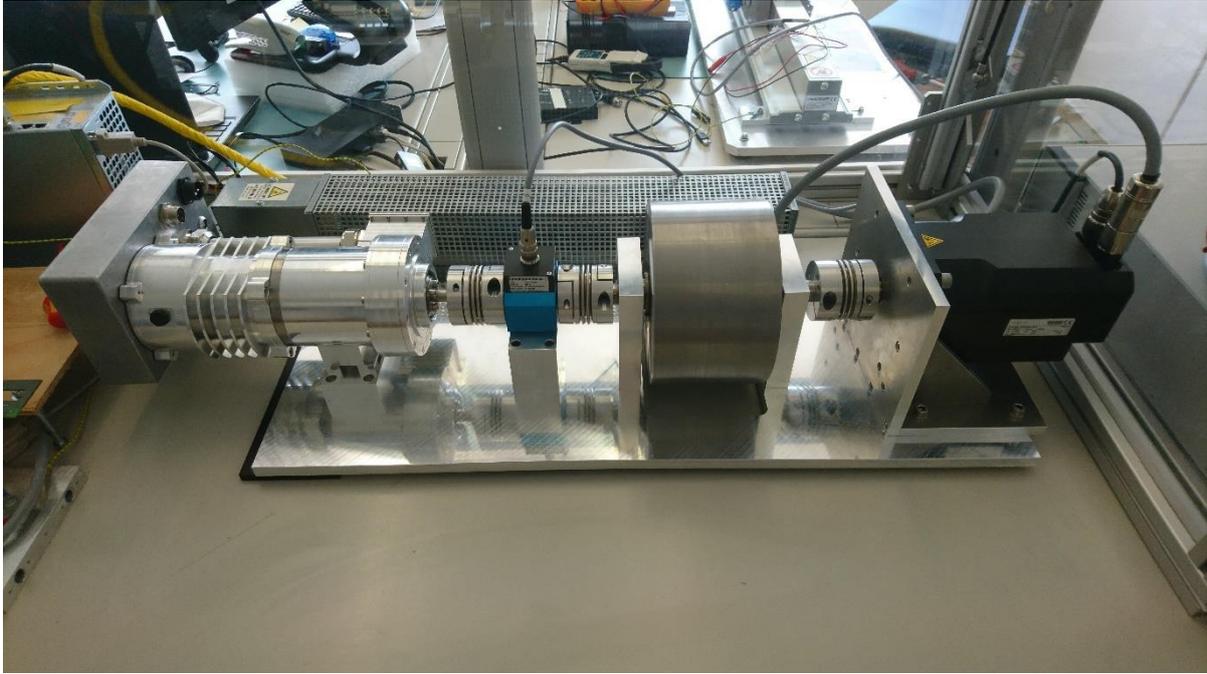


Figure 7. Second example of a winding system which allows a geometrical decoupling of the main- and redundant winding system (winding scheme by placing the main- / redundant alternately: 3 coils main and 3 coils redundant always alternately)

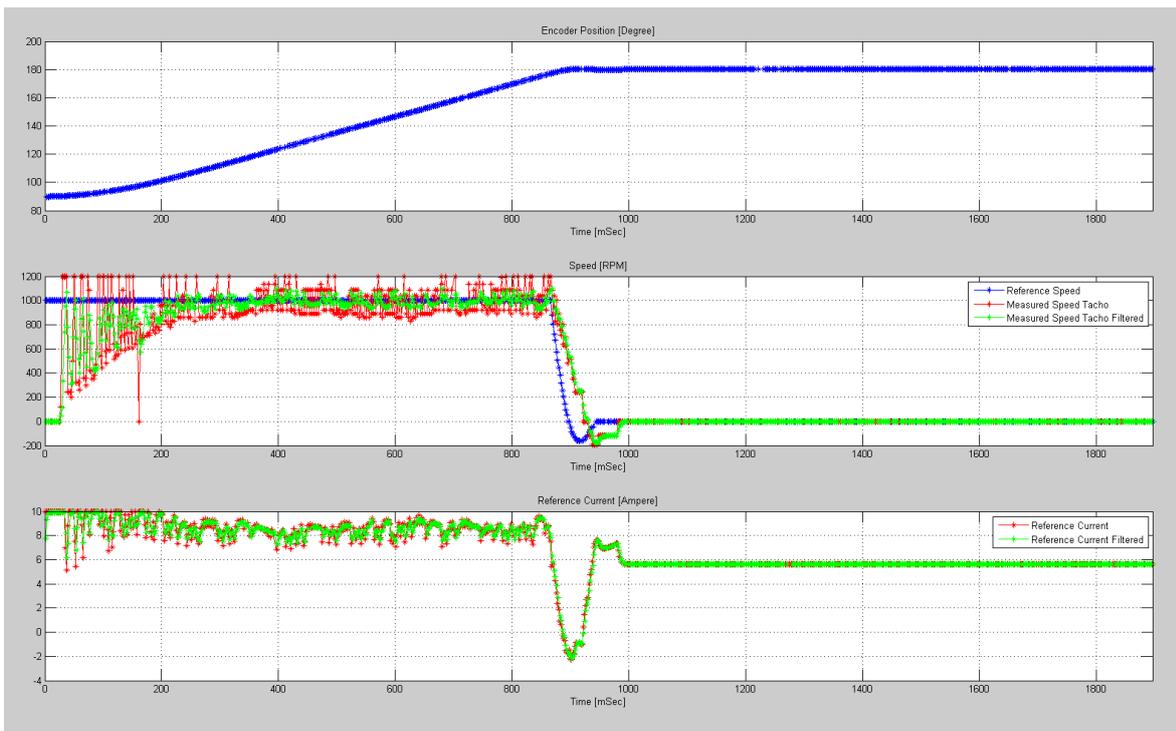
Die folgenden Bilder zeigen den fertig assemblierten Aktuator innerhalb des Prüfstandes. Dieser wurde verwendet, um die technische Anforderung zu validieren und um Firmware Funktionen zu testen.

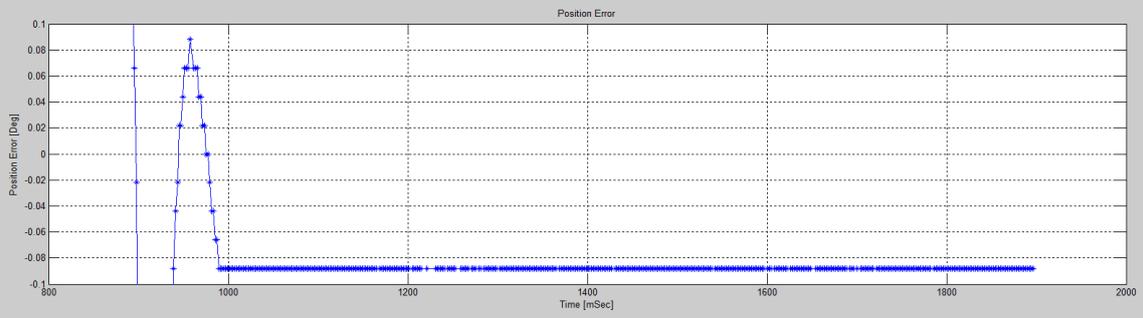
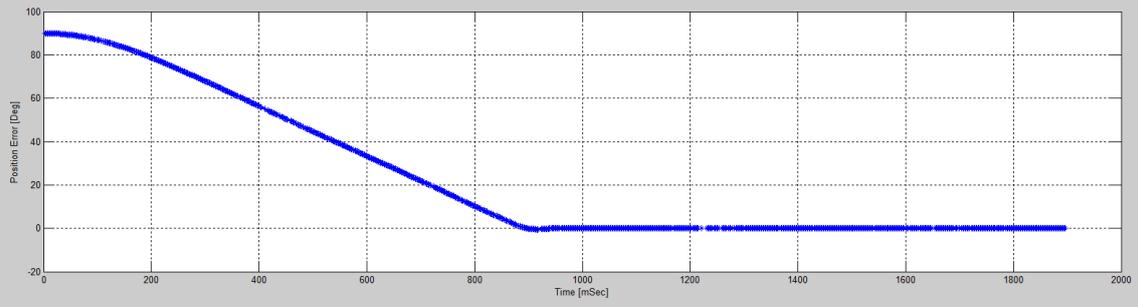




Links: TEMA UAV Aktuator, Mitte: Drehmomentsensor, Rechts: Lastmaschine

Folgende zwei Bildern zeigen die Messergebnisse der Prüfstands-Auswertung für einen Referenzsprung von 90° auf 180° bei einer Last von 24Nm . Im unteren Bild ist zu sehen, dass die gewünschte Positionsgenauigkeit und Dynamik eingehalten worden ist ($60^\circ/\text{sec}$, 12bit Positionsgenauigkeit).





AP 3.3 Fehlertolerante Regelung

T.3.3.5: Erstellung von Sensorauswertungen **(100%)**

T.3.3.6: Erstellung von Filtern und Modulationsverfahren **(100%)**

T.3.3.8: Anpassung/Optimierung des Modells zur Umsetzung auf HDL: Dieses Arbeiten sind durch die in AP 2.2 beschriebenen Vorgehensweise erfüllt, daher gilt hier **(100%)**

T.3.3.7: Algorithmus Entwicklung zur robusten Fehlererkennung

Gleiches gilt wir für T.3.3.7. Zudem, einige Fehler werden durch die Algorithmen des DLR erkannt **(100%)**

Simulationsumgebung des fehlersicheren Aktuators

Es wurde ein komplexes Simulationsmodell des elektrischen Aktuators aufgebaut, um die technischen Anforderung der zu entwickelnden Hardware zu überprüfen. Mit Hilfe des Modells, welches mit Matlab und Simulink aufgebaut worden ist, ist es möglich, folgende Subsysteme des fehlertoleranten Aktuator zu simulieren:

- 6 Phasenmotor basierend auf differentiellen Gleichungen
- Nichtlineares Modell der Ansteuerelektronik
- Softwareeinheiten
 - o Modulation der Ansteuersignale
 - o Regelung des Stroms, der Geschwindigkeit und der Position
 - o Sensorauswertung des Positionsgebers

Die einzelnen Subsysteme sind in dem Erfolgskontrollbericht dargestellt. Diese Modelle wurden dem DLR zur Verfügung gestellt, um weitere Simulationen bezüglich der Fehlertoleranz des Aktuators zu untersuchen.

6 NOTWENDIGKEIT UND ANGEMESSENHEIT DER GELEISTETEN ARBEIT

Das Aufkommen eines Marktes für Systeme für zukünftige UAV ist aufgrund weitreichender Aktivitäten zur Umsetzung von Zulassungsvorschriften absehbar. Um auf diese Marktpotentiale schnell und in geeigneter Weise reagieren zu können ist es notwendig die richtigen Kompetenzen frühzeitig etabliert zu haben. Die Umsetzung fehlertoleranter Flugsteuerungsaktuatoren einschließlich deren Regelung ist eine dieser Schlüsselkompetenzen im Systembereich. Die Durchführung des Vorhabens

ermöglicht es dem KMU MACCON sowie den Forschungseinrichtungen DLR und TU München ihre, auf den jeweiligen Arbeitsgebieten führende, Rolle weiter zu stärken und das vorhandene Know How auszubauen. Hierfür ist die Zuwendung insbesondere daher notwendig, da für KMUs Komplexität und Umfang aus Normen und Entwicklungsprozessen eine kaum überwindbare Barriere zur Entwicklung sicherheitsrelevanter Geräte bildet. So können durch Zuwendung in Form von Fördermitteln kleine innovative Zulieferer wie MACCON gestärkt werden, die eine innovative Entwicklung neuer Flugobjekte oder Maschinen durch größere Unternehmen vorwiegend in Deutschland unterstützen. Auf diese Weise profitiert ein größerer Teil der deutschen Industrie von den Zuwendungen, indem der notwendige Wissensvorsprung in Schlüsseltechnologien aufrechterhalten werden kann und neue Zukunftstechnologien erschlossen werden können. Starke Bestrebungen nach Elektrifizierung hydraulischer Systeme und eine stark gestiegene Nachfrage nach sicherheitszertifizierten Automatisierungskomponenten für den Maschinen- und Anlagenbau erfordern auch außerhalb der Luftfahrtindustrie qualifizierte Zulieferer, die diesen Bedarf decken können. MACCON kann durch Teilnahme in diesem Projekt seine technologische Kompetenz nachweisen und die Chancen auf nationale und internationale Aufträge im Bereich der Luft- und Raumfahrt und insbesondere auf dem Gebiet der UAV signifikant erhöhen. Das DLR sowie die TU München werden ihre Kompetenzen ausbauen und weiterhin als wertvoller Kooperationspartner für die deutsche Industrie, insbesondere der mittelständischen Unternehmen, in Erscheinung treten. Das Projekt ermöglicht darüber hinaus Studenten und Doktoranden an praxisrelevanten Fragestellungen auszubilden. Die Umsetzung des Prototyps beherbergt aufgrund des Anspruchs auf Fehlertoleranz ein erhebliches technisches Risiko. Dabei spielt insbesondere die technische Komplexität sowie die Berücksichtigung potentieller Zulassungsaspekte eine bedeutende Rolle. Ohne die beantragte Förderung würde das Vorhaben nicht durchgeführt und die positiven Effekte nicht umgesetzt.

7 VORAUSSICHTLICHE NUTZUNG UND VERWERTBARKEIT DER ERGEBNISSE

MACCON hat im Bereich der Hardware (Elektromotoren, Ansteuer-Elektronik) sowie im Soft- und Firmwarebereich seine Fähigkeiten im Bereich zertifizierungspflichtiger

Geräte für sicherheitsrelevante Bereiche deutlich erweitert. Die neu dazu gewonnenen technischen Kenntnisse werden für MACCON innerhalb zukünftiger Projekte zu neuen Umsetzungen technischer Lösungen führen, weshalb MACCON in dem Bereich der sicherheitsrelevanten Aktuatoren konkurrenzfähig bleibt. Dies bezieht sich nicht ausschließlich auf den Luftfahrtbereich, sondern auch jeden anderen sicherheitsrelevanten Bereich welchen MACCON bedient, wie z.B. Weltraumapplikationen, den Medizin-Bereich sowie die Automatisierungs- und Anlagentechnik.

Durch den erfolgreichen Abschluss des Projektes und die neu erworbenen Kenntnisse, ist es für MACCON möglich, als innovativer Lieferant von Sonderantrieben die Entwicklung neuer innovativer Flugobjekte oder Maschinen größerer Unternehmen, besonders in Deutschland, effektiver zu unterstützen. Die erworbenen Kenntnisse dienen zudem als Grundlage eines besseren Verständnisses der normativen und technischen Anforderungen für zukünftige Förder- und Industrieprojekte und daher einer effektiveren Umsetzung neuer Inhalte und Ziele. Die Wahrscheinlichkeit einer Zusammenarbeit mit Universitäten und Auftraggebern in zukünftigen Projekten ist dadurch gesteigert.

8 VERÖFFENTLICHUNGEN DER ERGEBNISSE

Folgend sind Konferenz- und Buch-Beiträge an denen MACCON beteiligt gewesen ist aufgelistet:

Konferenzen:

Ismail, M. A., Wiedemann, S., Bosch, C., & Stuckmann, C. (2021). Design and evaluation of fault tolerant electro-mechanical actuators for flight controls of unmanned aerial vehicles. In *Actuators* (Vol. 10, No. 8, p. 175).

Ismail, Mohamed AA und Bosch, Colin und Wiedemann, Simon und Bierig, Andreas (2019) Fault-tolerant Actuation Architectures for Unmanned Aerial Vehicles. *Research*

Publishing, Singapore. The Second World Congress on Condition Monitoring, 2.-5. Dec 2019, Singapore. ISBN 978-981-11-0744-3.

Bosch, Colin und Ismail, Mohamed AA und Wiedemann, Simon und Hajek, Manfred (2019) Towards certifiable fault-tolerant actuation architectures for UAVs. Second World Congress on Condition Monitoring (WCCM) 2019, 02-05 Dec 2019, Singapore

Buchkapitel:

- Ismail, M. A., Bosch, C., Wiedemann, S., & Bierig, A. (2021). Fault-Tolerant Actuation Architectures for Unmanned Aerial Vehicles. In *Advances in Condition Monitoring and Structural Health Monitoring* (pp. 345-354). Springer, Singapore.

- Bosch, C., Ismail, M. A., Wiedemann, S., & Hajek, M. (2021). Towards certifiable fault-tolerant actuation architectures for UAVs. In *Advances in Condition Monitoring and Structural Health Monitoring* (pp. 355-364). Springer, Singapore.

I. LITERATURVERZEICHNIS

1. **Seemann, S., Schlegel, C.** *Modeling and Simulation of a Fault-Tolerant Electromechanical Actuation system for Helicopter Swashplates in Modelica*. München : International Modelica Conference, 2012.
2. **Di Rito, G., Galatolo, R., Schettini, F.** *Self-monitoring electromechanical actuator for medium altitude long endurance unmanned aerial vehicle flight controls*. s.l. : Advances in Mechanical Engineering Vol 8. SAGE, 2016.
3. **Arnold, U., Hausberg, A.** *Development and Testing of an Electrical Swashplate*. Moscow : European Rotorcraft Forum ERF, 2013.
4. **Lukatsi, M., Reti, I., Vanek, B., Bakos, A., Bokor, J., Gözse, I.** *Mini Actuators for Safety Critical Unmanned Aerial Vehicles Avionics*. s.l. : Perioda Polytechnica - Transportation Engineering, 2012.
5. **Cox, T.H., Nagy, C.J., Skoog, M.A., Somers, A., Warner, R.** *Civil UAV Capabilities Assessment*. Palmdale, CA, USA : NASA Dryden Flight Research Center, 2004.
6. **EASA.** *Rulemaking Directorate - Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS) - E.Y01301*. 2009.
7. **SAE S-18, Aircraft And Sys Dev And Safety Assessment Committee.** *SAE ARP4754A - Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems*. s.l. : SAE International, 2010.
8. **Committee, SAE S-18 Aircraft And Sys Dev And Safety Assessment.** *ARP4761 Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment*. s.l. : SAE International, 1996.
9. **Barr, L.C., Ancel, E., Foster, J.V., Newmann, R.L., Belcastro, C.M., Evans, J.K., Klyde, D.H.** *Preliminary Risk Assessment for Small Unmanned Aircraft Systems*. Denver, Colorado : 17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, 2017.
10. **EASA.** *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25 (Amendment 19)*. 12 May 2017.
11. **Tsahalis, H., Tsahalis, J., Seemann, S., Süsse, S.** *Health Monitoring Qualification Report*. s.l. : ACTUATION2015 - FP7-284915, 2015.
12. **Wedzinga, G., Jentink, H.W., Hajek, M., Süsse, S.** *Modular Certification Report, FP7 EU-Project ACTUATION2015 WP3.5*. November 2013.
13. **Spieß, C., Kerler, M., Hajek, M.** *Effects on Helicopter Dynamics in Case of Engine Failure During Intended Single Engine Operation*. s.l. : 40th European Rotorcraft Forum, 2014.
14. **Barth, A. Feil, R., Kondak, K., Hajek, M.** *Conceptual Study for an Autonomous Rotorcraft for Extreme Altitudes*. s.l. : 40th European Rotorcraft Forum, 2014.
15. **Kuzu, I., Barth, A.** *Vermessung und Simulation eines Hochleistungs-Antriebs einer in extremen Flughöhen operierenden Hubschrauberdrohne*. s.l. : Technische Universität München. Studienarbeit, 2015.

Berichtsblatt

1. ISBN oder ISSN -	2. Berichtsart: Schlussbericht
3. Titel Fehlertoleranter Elektromechanischer Aktuator für zukünftige UAV: TEMA-UAV	
4. Autor(en) [Name(n), Vorname(n)] Wiedemann, Simon Hopper, Ted Stuckmann, Christoph Balke, Christian Wedel, Simon	5. Abschlussdatum des Vorhabens 31.10.2021
	6. Veröffentlichungsdatum -
	7. Form der Publikation -
8. Durchführende Institution(en) (Name, Adresse) MACCON GmbH & Co. KG Aschauer Str. 21 81549 München	9. Ber. Nr. Durchführende Institution -
	10. Förderkennzeichen 20Q1731A
	11. Seitenzahl 32
12. Fördernde Institution (Name, Adresse) Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) 53107 Bonn	13. Literaturangaben 15
	14. Tabellen 1
	15. Abbildungen 25
16. Zusätzliche Angaben -	
17. Vorgelegt bei (Titel, Ort, Datum) -	

18. Kurzfassung

Das Projektvorhaben TEMA UAV verfolgte das Ziel innovative elektromechanische Aktuatoren für zukünftige unbemannte Luftfahrzeuge zu konzipieren und einen Prototyp eines vielversprechenden Entwurfs umzusetzen und zu erproben. Dabei wurden insbesondere absehbare Anforderungen für den Einsatz in zukünftigen unbemannten Luftfahrzeugen (Unmanned Aerial Vehicle – UAV) berücksichtigt. Um im Rahmen einer Anwendung in der Flugsteuerung eines UAV zum Einsatz kommen zu können, wurde der Aktuatoren gegenüber wahrscheinlichen Ausfällen von Komponenten Fehlertolerant ausgelegt. Hierfür wurde zunächst eine Referenzarchitektur für das Flugsteuerungssystem angenommen und mit einem Hersteller für derartige Luftfahrzeuge abgestimmt. Davon ausgehend wurden die Anforderungen an den Aktuator ausgelegt und potentielle Kandidatenarchitekturen erarbeitet sowie eine vielversprechende Architektur für die Umsetzung in einen Prototyp ausgewählt. Im Rahmen der Umsetzung ist besonderer Wert auf die Umsetzung einer Werkzeugkette gelegt worden, die für eine zukünftige Zulassung eines derartigen Aktuators notwendig ist. Weiterhin wurden Methoden zur Fehlererkennung und fehlertoleranten Regelung erarbeitet und am Prototyp demonstriert.

19. Schlagwörter

Fehlertoleranter Elektromechanischer Aktuator, Unmanned Aerial Vehicle, UAV

20. Verlag

-

21. Preis

-

Document Control Sheet

1. ISBN or ISSN -	2. type of document. final report
3. title Fehlertoleranter Elektromechanischer Aktuator für zukünftige UAV: TEMA-UAV	
4. author(s) (family name, first name(s)) Wiedemann, Simon Ted, Hopper Stuckmann, Christoph Balke, Christian Wedel , Simon	5. end of project 31.10.2021
	6. publication date -
	7. form of publication -
8. performing organization(s) (name, address) MACCON GmbH & Co. KG Aschauer Str. 21 81549 München	9. originator's report no. -
	10. reference no. 20Q1731A
	11. no. of pages 32
12. sponsoring agency (name, address) Bundesministerium für Wirtschaft und Energie (BMWi) 53107 Bonn	13. no. of references 15
	14. no. of tables 1
	15. no. of figures 25
16. supplementary notes -	
17. presented at (title, place, date) -	

18. abstract

The TEMA UAV project aimed to design innovative electromechanical actuators for future unmanned aerial vehicles and to implement and test a prototype of a promising design. In particular, foreseeable requirements for use in future unmanned aerial vehicles (UAV) were taken into account. In order to be able to be used as part of an application in the flight control of a UAV, the actuator was designed to be fault-tolerant with regard to probable failures of components. For this purpose, a reference architecture for the flight control system was initially adopted and coordinated with a manufacturer for such aircraft. Based on this, the requirements for the actuator were designed and potential candidate architectures were developed and a promising architecture was selected for implementation in a prototype. As part of the implementation, special emphasis was placed on the implementation of a tool chain, which is necessary for future approval of such an actuator. Furthermore, methods for error detection and fault-tolerant control were developed and demonstrated on the prototype.

19. keywords

Fehlertoleranter Elektromechanischer Aktuator, Unmanned Aerial Vehicle, UAV

20. publisher

-

21. price

-