



# LuFo V-3 LLARA

(Long-Life Aircraft Electromechanical Actuator)

## Schlussbericht

Zuwendungsempfänger:  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Förderkennzeichen: 20Y1706B  
Laufzeit des Vorhabens: 01.07.2018 – 31.12.2022  
Ref.-Nr.: 20230621\_Schlussbericht\_LLARA\_DLR



# Dokumenteigenschaften

Titel LuFo V-3 LLARA (Long-Life Aircraft Electromechanical Actuator)

Betreff Schlussbericht

Institut Institut für Flugsystemtechnik (FT), Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik (SR)

Erstellt von Christian Schallert 

Beteiligte Robert Kowalski, Christian Schallert

Geprüft von Thiemo Kier, Dirk Zimmer 

Freigabe von Dirk Zimmer 

Datum 21.06.2023

Version 1.0

Ref.-Nr.: 20230621\_Schlussbericht\_LLARA\_DLR

# Dokumenteneigenschaften

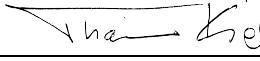
Titel LuFo V-3 LLARA (Long-Life Aircraft Electromechanical Actuator)

Betreff Schlussbericht

Institut Institut für Flugsystemtechnik (FT), Institut für Systemdynamik und Regelungstechnik (SR)

Erstellt von Christian Schallert

Beteiligte Robert Kowalski, Christian Schallert

Geprüft von Thiemo Kier, Dirk Zimmer 

Freigabe von Dirk Zimmer

Datum 21.06.2023

Version 1.0

Ref.-Nr.: 20230621\_Schlussbericht\_LLARA\_DLR

# Inhaltsverzeichnis

1. Projektbeschreibung	4
1.1. Aufgabenstellung	4
1.2. Voraussetzungen	5
1.3. Planung und Ablauf	6
1.4. Stand der Wissenschaft und Technik	7
1.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen	9
2. Darstellung der geleisteten Arbeiten	10
2.1. Erzielte Ergebnisse	10
2.1.1. AP 2.1 Aktuatorbasierte Strukturlastabminderung	10
2.1.1.1 Teil-AP 2.1.2: Aktuatorbasierte Strukturlastabminderungsmethoden	10
2.1.1.2 Teil-AP 2.1.1: Aufbau einer Gesamtsimulation	20
2.1.1.3 Teil-AP 2.1.3: Studie zur Abschätzung der Flatterproblematik	31
2.1.1.4 Erprobung der aktuatorbasierten Strukturlastabminderung	39
2.1.1.5 Zusammenfassung AP 2.1 Aktuatorbasierte Strukturlastabminderung	42
2.1.2. AP 2.2 Fehlertolerante und sensorminimale Regelung	43
2.1.2.1 Teil-AP 2.2.1: Gesamtkonzept erstellen	43
2.1.2.2 Teil-AP 2.2.2: Regler-Basiskonfiguration erstellen	50
2.1.2.3 Teil-AP 2.2.3: System modellieren und identifizieren	51
2.1.2.4 Teil-AP 2.2.4: Fehlertolerante und sensorminimale Regelungskonzepte implementieren	63
2.1.2.5 Teil-AP 2.2.5: Konzepte mit Testdaten validieren und optimieren	71
2.2. Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises	78
2.3. Notwendigkeit und Angemessenheit	78
2.4. Nutzen und Verwertbarkeit	79
2.5. Relevante Ergebnisse Dritter	79
2.6. Veröffentlichungen	80
Abbildungsverzeichnis	80
Literaturverzeichnis	83

# 1. Projektbeschreibung

## 1.1. Aufgabenstellung

Im Verbundprojekt LLARA wurden zwei wesentliche Aspekte von Elektro-Mechanischen Aktuatoren (EMAs) bearbeitet, die aktuell einem Einsatz in der Primären Flugsteuerung (Primary Flight Control, PFC) von großen Transportflugzeugen noch entgegenstehen. Zum einen waren Konzepte zu entwickeln, welche den hohen Lebensdauerforderungen für PFC Anwendungen gerecht werden. Zum anderen waren Möglichkeiten zur Reduktion von Kosten und Gewicht auf Aktuator- und Flugzeugsystemebene zu erarbeiten. Dies sollte durch eine intelligente, höhere Integration des elektromechanischen Systems und durch innovative Regelungs- und Überwachungsalgorithmen erzielt werden. Einige dieser Konzepte waren anhand von Demonstratoren und Prototypen experimentell zu untersuchen und zu bestätigen.

Die im Verbundprojekt LLARA erarbeiteten Ergebnisse sind für künftige Projekte im Bereich EMA z.B. für Airbus, Boeing, COMAC relevant und nicht auf einen bestimmten Flugzeughersteller beschränkt.

Elektromechanische Aktorik bietet erhebliches Verbesserungspotenzial für künftige große Transportflugzeuge. Um dieses Potential zu nutzen, ist es jedoch notwendig, über die klassischen Bereichsgrenzen hinaus zu forschen und sekundäre Effekte korrekt einzubeziehen. Außerdem müssen die Voraussetzungen für einen zuverlässigen Dauerbetrieb von EMAs geschaffen werden.

Einer der angestrebten Einsätze von EMAs in künftigen großen Transportflugzeugen ist die primäre Flugsteuerung. Beispielsweise kann die EMA-Technologie für einen Einsatz am Querruder angepasst werden. Neben der Rollsteuerung als Hauptfunktion führen Querruder weitere Funktionen aus, wie die Abminderung von böeninduzierten Strukturlasten.

Im Gegensatz zu hydraulischen Servo-Aktuatoren, deren Einsatz in der primären Flugsteuerung Stand der Technik ist, haben EMAs die Eigenschaft, dass mittels eines geeigneten Reglers ihre Steifigkeit bzw. Nachgiebigkeit in einem weiten Bereich moduliert werden kann. Mithilfe dieser regelbaren Elastizität können daher böeninduzierte Strukturlasten abgemindert werden, ohne dass dafür, wie es bisher ebenfalls Stand der Technik ist, aktiv Querruderausschläge kommandiert werden müssen. Eine solche lokale, aktuatorbasierte Lastabminderung, die nur auf einer Regelung der EMA-Steifigkeit beruht, kann reaktionsschneller arbeiten und dabei trotzdem kostengünstiger sein als eine globale aktive Lastabminderung. Die Kostenvorteile entstehen durch eine geringere Komplexität des Flugsteuerungssystems, da z.B. Beschleunigungssensoren und LIDAR (zur Detektion von Böen) wegfallen können. Generell kann mithilfe von Lastabminderungsfunktionen Strukturgewicht reduziert werden. Im Fall der beschriebenen, EMA-basierten Lösung kann durch die Minderung des Ermüdungslastkollektivs zusätzlich Gewicht an den EMAs selbst eingespart werden.

Ein Ziel des DLR im LLARA-Verbundvorhaben war es, das Potenzial und die Machbarkeit einer aktuatorbasierten Böenlastabminderungsfunktion zu erforschen. Dies beinhaltete den Entwurf von Reglern, Studien zum Lastverhalten (z.B. beim Durchfliegen verschiedener Böen) und zur dynamischen aeroservoelastischen Stabilität. Neben diesen Untersuchungen sollte außerdem das Potential zur Reduktion von Struktur- und Aktuatorlasten abgeschätzt werden.

Ein weiteres, gleichrangiges Ziel des DLR im LLARA-Verbundvorhaben war die Erforschung fortschrittlicher Verfahren zur sensorminimalen und fehlertoleranten Regelung von EMAs. Die dadurch zu erwartenden Steigerungen in Kosteneffizienz und Zuverlässigkeit sind Voraussetzungen für die Wettbewerbsfähigkeit von EMAs im Vergleich zur Bestandstechnologie. Virtuelle Sensoren auf der Basis analytischer Redundanz können die Hardware-Komplexität von EMAs verringern und haben positive Nebeneffekte auf kritische Größen wie Bauraum, Gewicht und Kosten. Ziele waren die Erarbeitung eines Gesamtkonzeptes, die Implementierung entsprechender Reglermodi sowie die Validierung am Prüfstand. Insbesondere sollten Möglichkeiten einer drehgeberlosen Positionsregelung ohne Motorresolver des EMAs untersucht werden. Es war zu vermuten, dass eine ausreichend hohe Positioniergenauigkeit auch auf Basis von LVDT sowie modell- und

injektionsbasierten Methoden der Rotorlageschätzung erreichbar ist. Basierend auf der zu erreichenden Genauigkeit und Robustheit können die Algorithmen zum Wegfall wichtiger Sensoren führen oder in einem degradierten Reglermodus als zusätzliche Redundanz im Falle eines Sensorausfalles zur Verfügung stehen.

## 1.2. Voraussetzungen

LLARA befasste sich als Projektverbund eingehend mit der EMA-Technologie und im Speziellen mit der Fragestellung, wie die Lebensdauer solcher Aktuatoren deutlich gesteigert werden kann. Durch innovative Spindelkonzepte und Schmierverfahren sowie eine Kombination mit Health-Monitoring und Techniken zur Fehlererkennung wurde ein entscheidender technologischer Fortschritt erzielt, der zur Konkurrenzfähigkeit von EMAs mit hydraulischen Aktuatoren beiträgt. Um auf Aktuator- und Flugzeugebene Kosten und Gewicht einzusparen, wurden Methoden zur sensorminimalen Regelung und zur aktuatorbasierten Strukturlastabminderung entwickelt. Dazu war das LLARA-Projekt wie in Abbildung 1 dargestellt strukturiert.

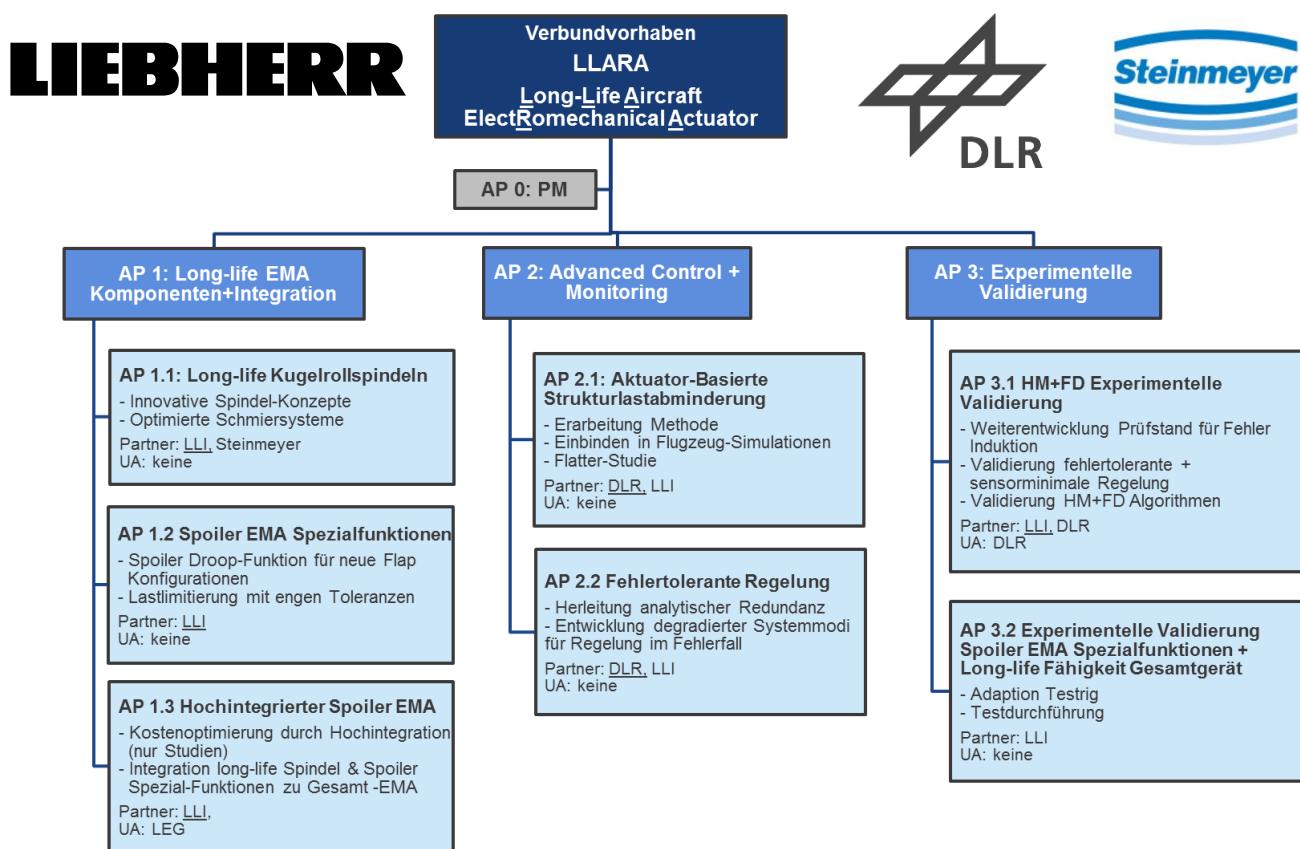


Abbildung 1: Projektstrukturplan des Verbundprojektes LuFo V-3 LLARA

Das Verbundprojekt wurde von der Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH (LLI) geleitet und koordiniert.

Im Arbeitspaket 1 (AP 1) wurden durch die Firma Steinmeyer innovative Spindelkonzepte (z.B. inverse Spindelmechanik) weiterentwickelt. Dabei lag ein spezieller Fokus auf der Entwicklung und Evaluation von optimierten Schmiersystemen. Die größten Herausforderungen stellen hierbei der weite Temperaturbereich während des Betriebs, die zahlreichen Kurzhubbetätigungen und hohen Zuverlässigskeitsforderungen bei PFC Anwendungen dar.

Ebenfalls in AP 1 wurden durch den Verbundführer LLI für eine Spoiler-EMA-Anwendung Spezialfunktionen (Spoiler Droop, Lastlimitierung) für besonders effiziente Spoiler-Flap-Konfigurationen entwickelt. Die Ergebnisse wurden zusammengeführt und in einen Gesamt-Aktuator integriert. Zusätzlich wurde eine Studie über die durch eine hohe Integration des elektromechanischen Systems ermöglichten Gewichts- und Kosteneinsparungen durchgeführt. Der Ansatz beruht dabei auf der Reduktion von Schnittstellen und Kombination von Funktionen (z.B. Nutzung des Aktuatorgehäuses als Kühlkörper für integrierte Elektronik).

Das AP 2 wurde federführend vom DLR bearbeitet und befasste sich mit neuartigen Regelungskonzepten zum effizienten Betrieb von EMAs im Flugsteuerungssystem. Algorithmen zur aktuatorbasierten Strukturlastabminde rung wurden in AP 2.1 entwickelt, um die Lasten in der Flügelstruktur bei Böeneinflügen zu reduzieren und somit Gewicht einsparen zu können. Sensorminimale und fehlertolerante Reglerkonzepte wurden in AP 2.2 entwickelt, um das Flugsteuerungssystem auch im Falle von einzelnen Ausfällen weiterhin sicher und mit hoher Verfügbarkeit betreiben zu können.

Im AP 3 sind die Validierungstests zu AP 1 und AP 2 zusammengefasst. Bei LLI wurden insbesondere Tests zur Spoiler-EMA Geräteintegration, der Lebensdauer und der Funktionalität unter relevanten Umgebungsbedingungen durchgeführt. Die in AP 2.1 und AP 2.2 entwickelten Algorithmen wurden beim DLR erprobt.

### 1.3. Planung und Ablauf

Der ursprüngliche Bewilligungszeitraum des LLARA-Projekts war 07/2018 bis 09/2021. Die Laufzeit wurde allerdings zweimalig kostenneutral um insgesamt 15 Monate bis 12/2022 verlängert. Der tatsächliche Start-Zeitpunkt der Arbeiten war in 10/2018 und dient als Grundlage aller Plantermine. Wie die folgende Übersicht zeigt, konnten alle Meilensteine und Deliverables zum Ende der Laufzeit (12/2022) erfolgreich abgeschlossen werden, bis auf Meilenstein MS 2.1.4. Der Status hinsichtlich MS 2.1.4 und das weitere Vorgehen zur Erprobung der in AP 2.1 entwickelten Regelalgorithmen werden in Kapitel 2.1.1 erläutert.

<b>Meilensteinplan</b>				
<b>Meilenstein</b>	<b>Beschreibung</b>	<b>Plantermin</b>	<b>Ist-Termin</b>	<b>erreicht</b>
MS 2.1.1	Flugdynamik- und Aktuator-Modelle bereit für Gesamt-Simulation.	06/2020	12/2020	ja
MS 2.1.2	Erstes Basis-Regelungskonzept erstellt und als Simulation implementiert.	06/2019	06/2019	ja
MS 2.1.3	Regelalgorithmen als Simulation implementiert, optimiert und bewertet.	12/2019	12/2019	ja
MS 2.1.4	Regelalgorithmen auf Echtzeit-Hardware implementiert, an eine Flugsimulation gekoppelt und erprobt.	12/2020	12/2022	nein <sup>1)</sup>
MS 2.1.5	Einfluss der Regelalgorithmen auf Flattern analysiert.	09/2021	06/2021	ja
MS 2.2.4	Konzept fertiggestellt.	04/2019	03/2019	ja
MS 2.2.5	Validiertes Modell fertiggestellt.	05/2020	08/2020	ja
MS 2.2.6	Regelung implementiert.	01/2021	08/2021	ja

<b>Deliverables</b>				
<b>Deliverable</b>	<b>Beschreibung</b>	<b>Plantermin</b>	<b>Ist-Termin</b>	<b>erreicht</b>
D2.1.1	Bericht über entwickelte Regelungsalgorithmen sowie Quantifizierung der Lastabminderung	08/2020	02/2021	ja <sup>2)</sup>
D2.1.2	Bericht über Ergebnisse der Flatter-Studie	09/2019	08/2021	ja <sup>3)</sup>
D2.2.4	Bericht zum Gesamtkonzept	04/2019	03/2019	ja
D2.2.5	Testbericht	09/2021	10/2021	ja

In AP 2.1 wurde zunächst ein Basis-Regelungskonzept entworfen und zusammen mit einem physikalischen EMA-Modell als Simulation implementiert (MS 2.1.2 erreicht). Erste Simulationsstudien zeigten eine unzureichende stationäre Positioniergenauigkeit nach Böeneinflügen, was zu einer Überarbeitung des Regelungskonzepts führte. Das Problem konnte durch eine Optimierung der Reglerstruktur behoben werden (MS 2.1.3 erreicht). Anschließend wurde das Simulationsmodell des EMA inklusive optimierter Regelung mit dem Modell eines aeroelastischen, frei fliegenden Flugzeugs (ein generisches Kurz- bis Mittelstreckenflugzeug) physikalisch gekoppelt (MS 2.1.1 erreicht). Mithilfe dieser Gesamt-Simulation wurden Böeneinflüsse an verschiedenen Punkten innerhalb der Flug-Enveloppe simuliert, die erzielte Strukturlastabminderung quantifiziert und außerdem die aeroservoelastische Stabilität der Gesamtdynamik – d.h. es tritt kein Flattern auf – für sehr hohe Fluggeschwindigkeiten analysiert (MS 2.1.5 erreicht). Die entsprechenden Ergebnisse sind in den Zwischenberichten zum fünften [1] <sup>2)</sup> und sechsten [2] <sup>3)</sup> Projekthalbjahr dokumentiert. Zur Erprobung der Regelalgorithmen wurde aus DLR-Eigenmitteln der sog. FoFLab-Prüfstand geplant und aufgebaut. Dieser Prüfstand konnte innerhalb der Projektlaufzeit nicht vollständig in Betrieb genommen werden, so dass MS 2.1.4 <sup>1)</sup> nicht erreicht wurde. Jedoch wird weiter an der Inbetriebnahme gearbeitet, um vor der Erprobung von im LuFo VI-1 MODULAR Projekt entwickelten EMA-Regelalgorithmen zunächst die im LLARA-Projekt entwickelte aktuatorbasierte Strukturlastabminderung erproben zu können. Dies ist in Kapitel 2.1.1.4 genauer beschrieben.

In AP 2.2 wurde zunächst ein Gesamtkonzept zur sensorminimalen und fehlertoleranten Regelung erstellt, welches im Bericht D2.2.4 beschrieben wird. Damit wurde MS 2.2.4 planmäßig abgeschlossen. Für die Erreichung von MS 2.2.5 wurde einerseits eine Regler-Basiskonfiguration für den Testaktuator implementiert und zusammen mit entsprechender Hardware in Betrieb genommen. Andererseits fand eine Modellierung relevanter physikalischer Aspekte des Aktuators und anschließender Parameteridentifikation statt. Die Modellvalidierung konnte mit leichtem Verzug erfolgreich abgeschlossen werden. Für die Erreichung von MS 2.2.6 wurden sensorminimale und fehlertolerante Regelalgorithmen für den Aktuator und die Prüfstandsumgebung entwickelt, implementiert und in Betrieb genommen. Insbesondere die Inbetriebnahme nahm viel Zeit in Anspruch, sodass der Meilenstein erst 8 Monate später als geplant erreicht werden konnte. Diese Verzögerung machte eine kostenneutrale Verlängerung der Projektlaufzeit erforderlich. Schließlich wurde eine Testkampagne durchgeführt, durch die die neuartigen Regleralgorithmen erfolgreich validiert wurden. Die Ergebnisse sind im Testbericht D2.2.5 dokumentiert.

#### 1.4. Stand der Wissenschaft und Technik

Fehlerfälle elektromechanischer Aktuatoren sind aufgrund der hohen Systemkomplexität vielfältig. In AP 2.2 sollten Reglerstrategien entworfen werden, um ausgewählten Fehlern hoher Kritikalität gezielt begegnen zu können und die Funktionalität weitestgehend aufrecht zu erhalten.

In [3] und [4] wurde beispielsweise eine Strategie für parallel-redundante Stellsysteme vorgeschlagen, wie sie am Querruder großer Zivilflugzeuge eingesetzt werden. Detektionsalgorithmen für verschiedene Fehlertypen und eine anschließende Rekonfiguration in degradierte Reglermodi sind vorgesehen. Mit Ausnahme des kritischen Klemmfalles kann so ein degraderter Betrieb in einem Active-Passive-Modus sichergestellt werden.

Für Motor und Leistungselektronik existieren verschiedene Ansätze, um die Funktionalität auch bei elektrischen Fehlern wie offenen Phasen und Kurzschlägen weiterhin aufrecht zu erhalten, siehe [5] und [6]. Diese erfordern allerdings häufig zusätzlichen Hardware-Aufwand wie redundante Wicklungen oder Umrichter.

Neben einer Hardware-Redundanz kann Fehlertoleranz auch durch analytische Redundanzen erreicht werden. Degradierte Reglermodi können durch Schätzverfahren wichtiger Sensorgrößen elektromechanischer Aktuatoren ermöglicht werden. So sind drehgeberlose Regelungen für PMSM bereits am Markt erhältlich. Ein guter Überblick über den Stand der Technik drehgeberloser Regelungen bürstenloser Permanentmagnet-erregter Maschinen ist in [7] gegeben.

Die Rotorlage wird dabei meist durch ein Grundwellenverfahren geschätzt. Sie haben aber Schwächen im unteren Drehzahlbereich und im Stillstand [8]. Um auch hier eine Positionsbestimmung zu gewährleisten, können hochfrequente Testsignale injiziert und die hervorgerufenen Stromantworten ausgewertet werden [9]. Solche Anisotropie-basierten Verfahren haben aber noch eine geringe Verbreitung.

Aktuelle industrielle Anwendungen in der Luftfahrt sind nicht bekannt, so dass weitergehende Untersuchungen hinsichtlich ihrer Zuverlässigkeit, Genauigkeit und Anwendbarkeit bei relevanten Randbedingungen (z.B. starke Temperaturschwankungen, extreme Kurzhübe, geringe Rechenkapazität) erforderlich sind. Ansätze, drehgeberlose Motorsteuerungen auch in der Luftfahrt zu verwenden, wurden von [10] vorgeschlagen. Hier wurde ein Beobachter für einen Asynchronmotor eines F16-Jets zum Betrieb des Kompressors der Environmental Control Unit (ECU) entwickelt. Die erreichte Dynamik konnte allerdings nicht den Anforderungen gerecht werden, wobei hier noch keine Injektion von hochfrequenten Testsignalen zum Einsatz kam.

Der Einsatz einer drehgeberlosen Regelung für eine sicherheitskritische, fehlertolerante Kraftstoffpumpe eines *More Electric Aircraft* wurde in [11] unter Laborbedingungen erfolgreich untersucht. Eine hohe Positionsgenauigkeit bei niedrigen Geschwindigkeiten war bei dieser Anwendung allerdings nicht gefordert.

Das Flugverhalten bei Böen oder Turbulenz ist einer der maßgebenden Faktoren für die Auslegung eines Flugzeugs. Ohne Lastabminderungsfunktion verursacht das Durchfliegen dieser atmosphärischen Störungen hohe Zusatzkräfte am Flugzeug. Diese Kräfte müssen in der Auslegung der Struktur berücksichtigt werden, was zu höherem Gewicht und entsprechend höherem Treibstoffverbrauch führt.

Zur Kompensation von Böen und Turbulenz kommen momentan in größeren Flugzeugen Lastabminderungsregler zum Einsatz. Diese Regler werden auf den Flugsteuerungsrechnern ausgeführt. Sie können die Auswirkung niederfrequenter Böen kompensieren, indem die Flugzeugbeschleunigung gemessen und geeignete Ruderausschläge kommandiert werden. Dieses Konzept hat jedoch den gravierenden Nachteil, dass die Totzeiten, welche durch die Flugsteuerungsrechner verursacht werden, eine schnelle Reaktion behindern. In Extremfällen (kurze Böen bei hoher Fluggeschwindigkeit) ist somit eine Böenlastabminderung nicht mehr möglich.

Weitere Ansätze zur Böenlastabminderung sind aus der Literatur bekannt und basieren auf einer LIDAR Messung, welche Böen vor dem Flugzeug erkennen soll [12]. Diese Methode wird bei der Kompensation von niederfrequenten Böen erfolgreich angewendet. Um zusätzlich auch höherfrequente Böen oder Turbulenz kompensieren zu können, wird jedoch die konventionelle Böenlastabminderungsmethode (Messung der Beschleunigungen am Flugzeug) angepasst.

Eine weitere Methode zur Böenlastabminderung beruht auf der Regelung der Steifigkeit elektromechanischer Flugsteuerungsaktuatoren, welche direkt in der Steuerelektronik der Aktuatoren, anstelle der Flugsteuerungsrechner, ausgeführt wird. Diese Methode war im September 2016 vom DLR zum Patent angemeldet worden

[13] und wurde im LLARA-Verbundvorhaben untersucht. Ähnliche Patente sind bei einer Literatur- und Patentrecherche nicht gefunden worden.

### 1.5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Im Rahmen des LLARA Projekts fanden eine intensive Zusammenarbeit und enger Austausch mit den Verbundpartnern Liebherr Aerospace Lindenberg GmbH und Steinmeyer statt. Die vielschichtigen Interaktionen zwischen den Partnern sind in Abbildung 2 veranschaulicht.

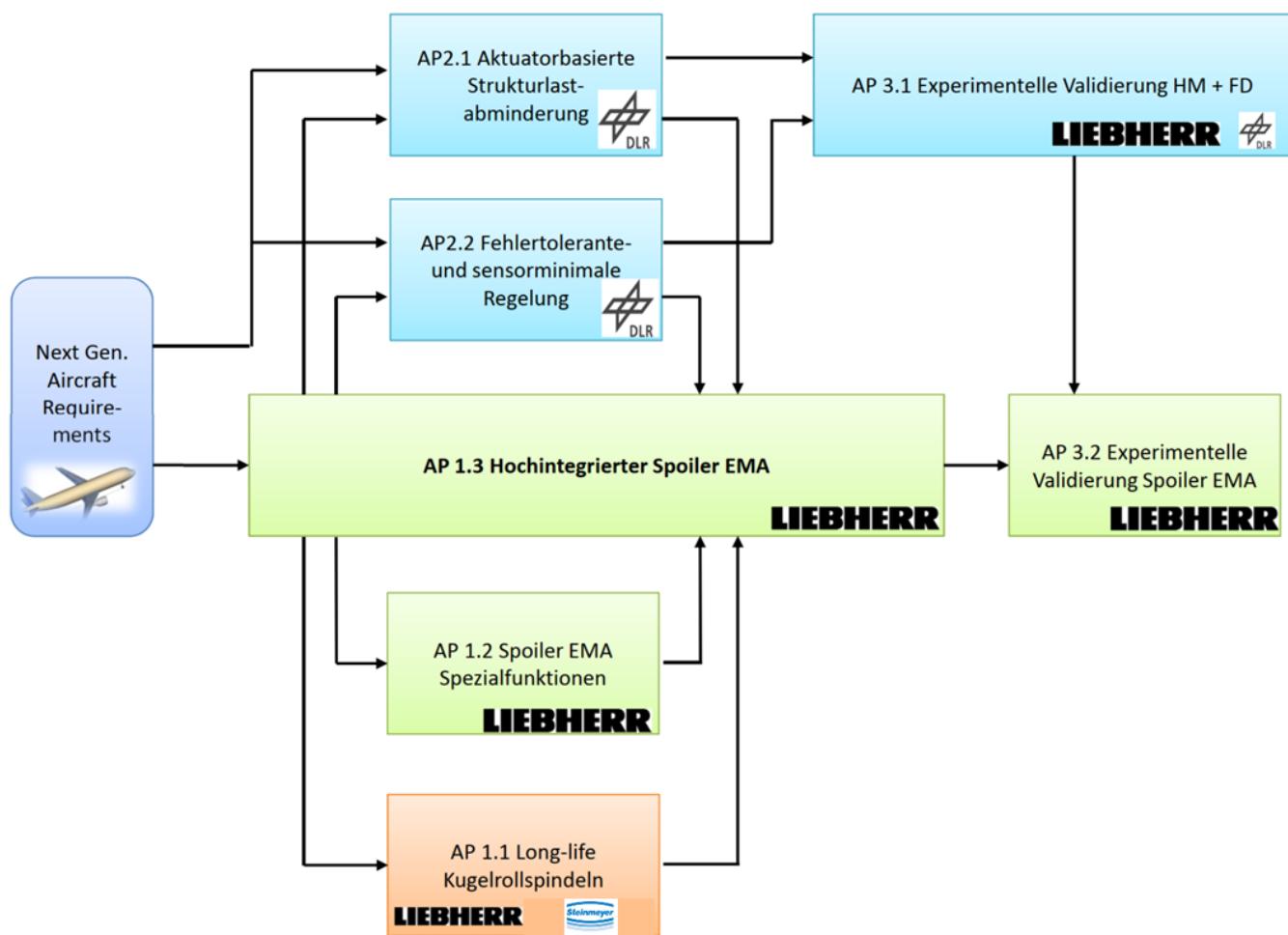


Abbildung 2: Schnittstellen zwischen den Verbundpartnern und Arbeitspaketen

Dem vom DLR ausgeführten AP 2.1 hat der Verbundführer LLI Spezifikationsanforderungen und -parameter für den Querruder-EMA eines generischen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugs bereitgestellt, die die Grundlage für die Erstellung des entsprechenden EMA-Simulationsmodells bildeten. Zudem hat LLI Informationen über die zu erwartende Genauigkeit der Lastmessung am EMA bereitgestellt, die zur Auslegung des zusammen mit der aktuatorbasierten Strukturlastabminderungsfunktion als Kalman-Filter entworfenen Reibbeobachters genutzt wurden. Zwischenergebnisse aus AP 2.1 hat das DLR LLI in Status-Besprechungen (in Präsenz oder als Web-Meeting) präsentiert und zudem das weitere Vorgehen abgestimmt.

In AP 2.2 hat der Verbundführer LLI eine wichtige Funktion bei der Definition von Anforderungen für Luftfahrtaktuatoren übernommen. Diese sind direkt in den beim DLR in Betrieb genommenen Testaktuator eingeflossen. Gleichzeitig ist die Architektur der im DLR umgesetzten Regler-Basiskonfiguration mit dem Regleraufbau von LLI kompatibel. Hierdurch wurde sichergestellt, dass die neuartigen, im Projekt entwickelten Regleralgorithmen auf elektromechanische Flugsteuerungsaktuatoren von LLI übertragbar sind. Der Nutzen beschränkt sich dabei nicht auf den von LLI im Projekt umgesetzten Spoiler-EMA, sondern ist auch für andere Steuerflächen, z.B. das Querruder, bedeutsam.

## 2. Darstellung der geleisteten Arbeiten

### 2.1. Erzielte Ergebnisse

#### 2.1.1. AP 2.1 Aktuatorbasierte Strukturlastabminderung

Das AP 2.1 war in drei Teil-Arbeitspakete aufgeteilt:

- AP 2.1.1 Aufbau einer Gesamtsimulation
- AP 2.1.2 Aktuatorbasierte Strukturlastabminderungsmethoden
- AP 2.1.3 Studie zur Abschätzung der Flutterproblematik

Nachfolgend werden die Ergebnisse dieser Teil-Arbeitspakete in der Reihenfolge 2.1.2, 2.1.1, 2.1.3, in der sie aufeinander aufbauen und erzielt wurden, beschrieben.

#### 2.1.1.1 Teil-AP 2.1.2: Aktuatorbasierte Strukturlastabminderungsmethoden

##### *Basis-Regelungskonzept*

Es wurde zunächst ein Basiskonzept einer kombinierten Positions- und Steifigkeitsregelung entworfen und zusammen mit einem physikalischen EMA-Modell als Simulation implementiert. Beides ist im Zwischenbericht über das zweite Projekthalbjahr [14] dokumentiert.

##### *Aerodynamische Modellierung*

In dem genannten Simulationsmodell ist außerdem die lineare, stationäre Aerodynamik der Steuerfläche enthalten. Folgende Gleichungen beschreiben das Scharniermoment  $M_{hinge}$ :

$$M_{hinge} = c_h q S_f l_f \quad (1)$$

Für den Momenten-Koeffizienten  $c_h$  und den Staudruck  $q$  gelten

$$c_h = c_{h_\alpha} \alpha + c_{h_\delta} \delta \quad (2)$$

und

$$q = \frac{\rho}{2} v_{TAS}^2 \quad (3)$$

mit dem Anströmwinkel  $\alpha$  und dem Ruder-Ausschlagwinkel  $\delta$ , den entsprechenden Beiwerten  $c_{h_\alpha}$  und  $c_{h_\delta}$ , sowie der Luftpumpe  $\rho$  und der Fluggeschwindigkeit  $v_{TAS}$  (True Airspeed).  $S_f$  und  $l_f$  sind die Fläche und

Profiltiefe des Ruders. Das Ruder-Scharnermoment verhält sich also zum Ausschlagwinkel proportional und wirkt diesem entgegen.

### Böen-Modellierung

Die an einem Flugzeug auftretenden, für die Auslegung zu berücksichtigenden Böenlasten sind in CS 25.341 (a) *Discrete Gust Design Criteria* [15] definiert. Im Folgenden sind diese Definitionen kurz beschrieben.

Der Verlauf der Böengeschwindigkeit  $U$  ist durch

$$U = \frac{U_{ds}}{2} \left( 1 - \cos \left( \frac{\pi s}{H} \right) \right) \quad (4)$$

gegeben. Dabei sind  $s$  die aktuelle Einfluglänge in die Böe,  $U_{ds}$  die Auslegungs-Böengeschwindigkeit (design gust velocity in Equivalent Airspeed (EAS)) und  $H$  der Böengradient d.h. die Länge in Flugrichtung bis zum Erreichen der max. Böengeschwindigkeit. Die Auslegungs-Böengeschwindigkeit ist durch

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left( \frac{H}{107} \right)^{1/6} \quad (5)$$

gegeben.  $U_{ref}$  ist die von der Flughöhe  $h$  abhängige Referenz-Böengeschwindigkeit in EAS,  $F_g$  ist ein sog. flight profile alleviation factor, der von der Flughöhe und vom Gewicht abhängt. Für die genauen Einzelheiten wird auf CS 25.341 (a) verwiesen. Abbildung 3 zeigt für verschiedene Böengradienten  $H$  die Böengeschwindigkeit  $U$  über der Einfluglänge  $s$ .

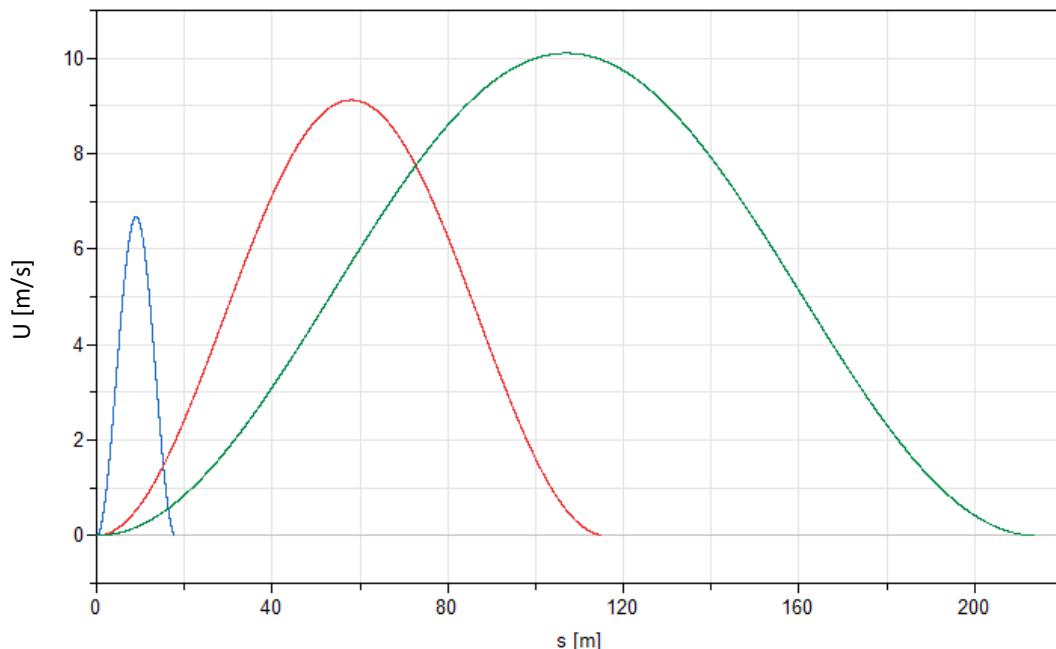


Abbildung 4: Böengeschwindigkeit  $U$  in EAS über der Einfluglänge  $s$  für verschiedene Böengradienten  $H$  nach CS 25.341 (a), für  $h = 11000$  m und  $F_g = 1$

Die als EAS definierte Böengeschwindigkeit muß zur Berechnung eines Ruder-Scharnermoments in True Air-speed (TAS) umgewandelt werden:

$$U_{ds, TAS} = U_{ds} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} \quad (6)$$

mit der Luftdichte  $\rho$  bzw. Luftdichte in Meereshöhe  $\rho_0$ . Ausgehend von einer mithilfe der in [16] beschriebenen Methode berechneten Scharnermoment-Amplitude  $M_{hinge,1}$  am Querruder des betrachteten Flugzeugs, die durch eine vertikale Böe mit der Geschwindigkeits-Amplitude  $U_{ds,TAS,1} = 18 \text{ m/s}$  ( $H = 107 \text{ m}$ ) im Flugzustand 1 bei  $M_1 = 0,78$  (Machzahl),  $h_1 = 11000 \text{ m}$  (Flughöhe),  $q_1 = 9225,7 \text{ Pa}$  (Staudruck) verursacht wird, kann das Scharnermoment für andere Flugzustände und Böen mit der Definition des Staudrucks aus (3) wie folgt skaliert werden:

$$c_h = \frac{M_{hinge,1}}{q_1} \quad M_{hinge} = c_h q \frac{U_{ds, TAS}}{U_{ds, TAS, 1}} \quad (7)$$

Diese Definitionen sind ebenfalls im Simulationsmodell des Querruder-EMA mit Basis-Regelungskonzept umgesetzt.

### *Simulation von Böeneinflügen*

Das genannte Simulationsmodell wurde für eine Untersuchung der Reaktion auf die im vorherigen Teilabschnitt definierten Böen genutzt. Dabei ist u.a. die erreichbare Lastabminderung von Interesse.

In Abbildung 5 ist die Antwort auf eine Böe mit  $H = 58 \text{ m}$  im Flugzustand 1 zu sehen. Die Querruder-Sollposition ist mit  $0^\circ$  vorgegeben. Aufgrund der Böe weicht das Querruder um ca.  $6^\circ$  aus. Ein Vergleich des Böen- und Ruder-Moments zeigt, dass in diesem Fall eine Lastabminderung von 1 auf 0,71 erreicht wird. (Die Rudermomente sind normiert dargestellt.) Im Teil-Diagramm „Moment“ unten rechts entspricht die grüne, mit **Böe** bezeichnete Kurve der Definition aus CS 25.341 (a). Dieser Momentenverlauf würde an einem Querruder mit steifer Positionsregelung auftreten. Die rote, mit **Ruder** bezeichnete Kurve entspricht dem tatsächlich auftretenden Moment, das aufgrund der Nachgiebigkeit der Regelung geringer ist. Die Differenz zwischen beiden Kurven, die Lastabminderung, ist also ein Maß für die Wirksamkeit der entworfenen Regelung.

Die Teil-Diagramme rechts-oben und rechts-mitte in Abbildung 5 zeigen die Aktivität der Anteile des Reglers beim Böendurchgang. Die einzelnen Signale sind auch in Abbildung 6 dargestellt.

Nach dem Böendurchgang bleibt das Querruder aufgrund der Haftriebung des EMA-Getriebes bei ca.  $-0,6^\circ$  stehen, wie in Abbildung 5 links unten zu sehen ist, anstatt wieder möglichst exakt auf  $0^\circ$  zurückzufahren. Wegen dieser unzureichenden stationären Positionsgenauigkeit – eine typische Spezifikationsforderung ist  $\leq 0,1^\circ$  – wurde das Regelungskonzept überarbeitet. Das optimierte Regelungskonzept ist im nächsten Teilabschnitt beschrieben.

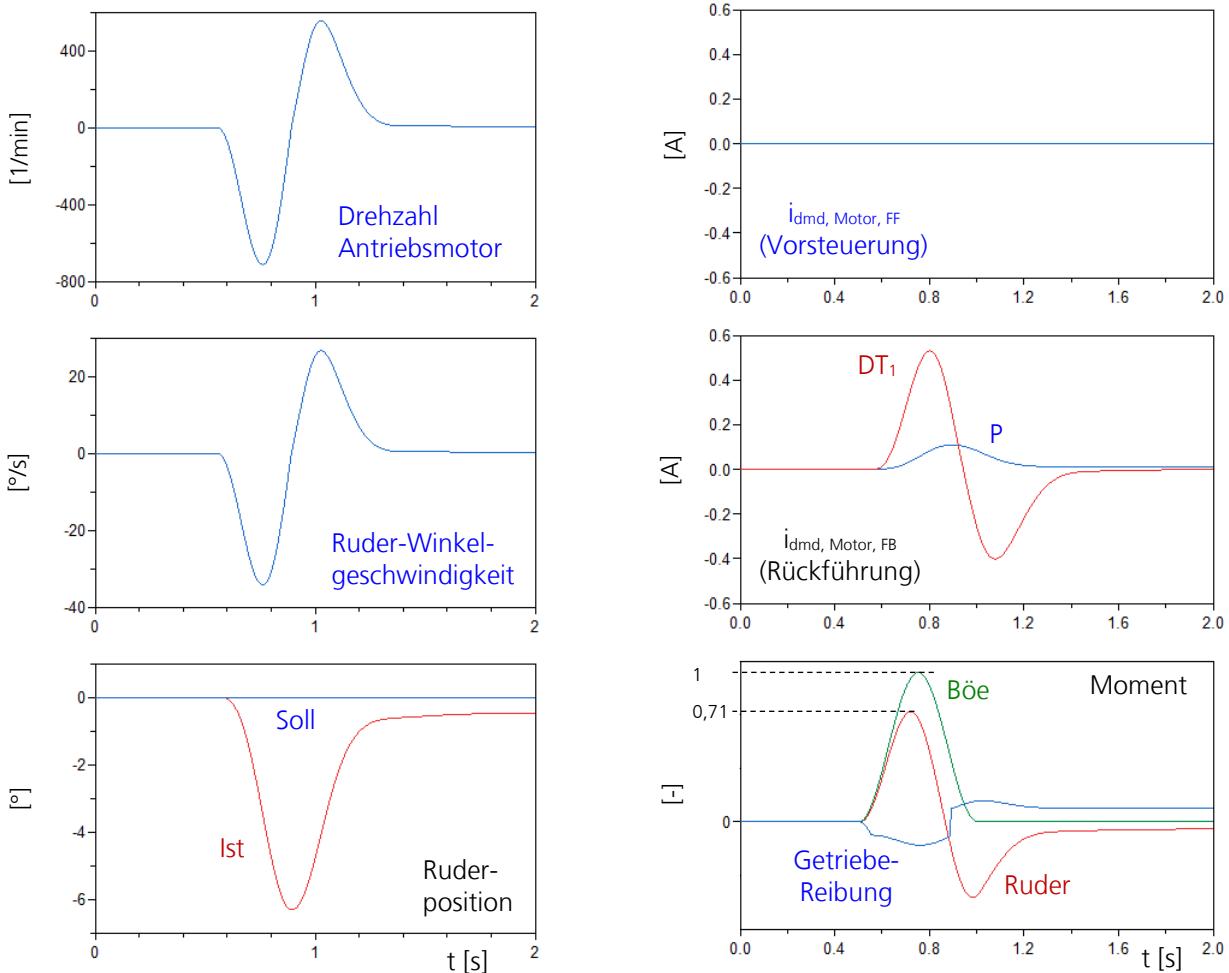


Abbildung 5: Simulation der Antwort des Querruder-Stellantriebs mit Basis-Regelungskonzept auf eine Böe mit Gradient  $H = 58$  m bei Flughöhe  $h_1 = 11000$  m und Machzahl  $M_1 = 0,78$

### Optimiertes Regelungskonzept

Die optimierte kombinierte Positions- und Steifigkeitsregelung für EMA, mit der eine aktuatorbasierte Strukturlastabminderung erzielt wird, ist in Abbildung 6 gezeigt. Sie wurde aus dem Basis-Regelungskonzept weiterentwickelt und berücksichtigt insbesondere die folgenden Punkte:

- Verbesserung der stationären Positionsgenauigkeit (z.B. nach einem Böeneinflug),
- Beobachtung und Kompensation der veränderlichen Reibeigenschaften von Steuerflächen-EMA.

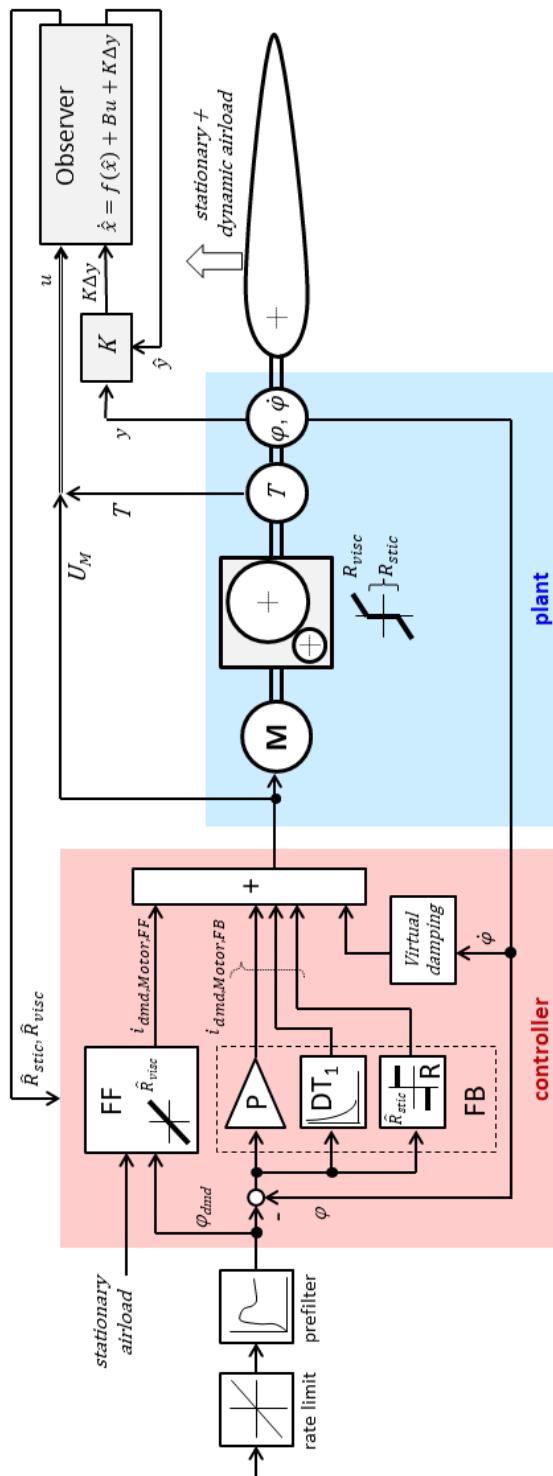


Abbildung 6: Optimierte kombinierte Positions- und Steifigkeitsregelung für Querruder-EMA zur aktuatorbasierten Strukturlastabminderung

Zur optimierten Regelung (controller) gehören eine Vorsteuerung (Feedforward, FF) und eine Rückführung (Feedback, FB). Die Vorsteuerung ist ein inverses Modell der Strecke (plant) d.h. des EMA und gewährleistet

eine rasche Sollwertfolge bei Pilotenkommandos. Bei perfekter Übereinstimmung des Streckenmodells mit der tatsächlichen Strecke reicht allein die Vorsteuerung aus, damit die Ruder-Ist-Position  $\varphi$  der Soll-Position  $\varphi_{dmd}$  genau folgt. Dadurch werden kleine P- und D-Verstärkungen der Rückführung ermöglicht, wodurch eine Nachgiebigkeit des Querruders und somit Lastabminderung bei Böen erzielt wird. Bei solchen Störungen (durch den dynamischen Anteil der Luftlast) werden also nicht aktiv Ausschläge kommandiert, sondern das Ruder gibt nach und kehrt, nachdem die Störung vorüber ist, wieder in die ursprüngliche Position zurück. Um dabei eine hohe stationäre Positionsgenauigkeit zu erreichen, enthält der optimierte Regler in der Rückführung eine von der Regelabweichung abhängige Kompensation der Haftreibung (Block R in Abbildung 6).

Die optimierte Regelung erfordert also ein zugleich genaues und einfaches Modell der Strecke, das im laufenden Betrieb angepaßt werden muß, wenn sich deren Reibeigenschaften z.B. aufgrund des weiten Temperaturbereichs ändern.

#### *Entwurf eines Beobachters zur Kompensation veränderlicher Reibung*

Zur Anpassung (Adaption) des optimierten Reglers auf die nicht meßbare und veränderliche Reibung eines elektromechanischen Ruder-Stellantriebs wurde ein Beobachter (Observer in Abbildung 6) entwickelt. Dafür wurde angenommen, dass die Reibung aus einem Haft- (stiction  $R_{stic}$ ) und einem viskosen ( $R_{visc}$ ) bzw. Gleitanteil besteht, wie in Abbildung 7 dargestellt ist. Eine solche Modellierung von Reibung wird, wie in [17] beschrieben, z.B. in der Regelung von Industrierobotern genutzt. Der Beobachter-basierten Reibschatzung ähnliche Methoden werden als sog. Online Parameter Estimation bezeichnet und sind u.a. in [18], [19], [20], [21] und [22] beschrieben.

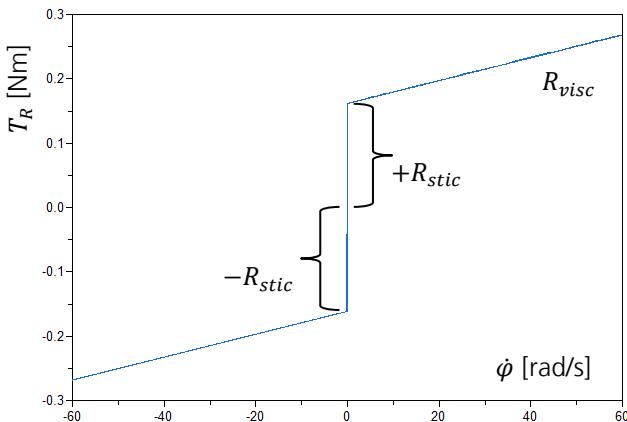


Abbildung 7: Modellierung eines Haft- und Gleitreibungsmoments  $T_R$  in Abhängigkeit von der Winkelgeschwindigkeit  $\dot{\varphi}$

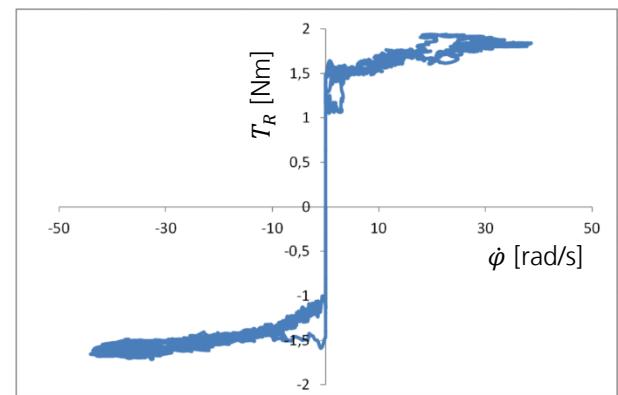


Abbildung 8: Experimentell gemessenes Reibmoment  $T_R$  in Abhängigkeit von der Winkelgeschwindigkeit  $\dot{\varphi}$

Das in Abbildung 7 gezeigte Verhalten entspricht dem verwendeten Reibmodell

$$T_R = \frac{2R_{stic}}{1 + e^{-s\cdot\dot{\varphi}}} - R_{stic} + R_{visc}\dot{\varphi} \quad (8)$$

wobei der dort zu sehende Verlauf den Parameterwerten  $R_{stic} = 0,16$  Nm und  $R_{visc} = 0,0018$  Nms/rad entspricht.

Zur Überprüfung dieser Modellannahme wurden experimentelle Messungen der Reibkennlinie eines elektromechanischen Antriebs an einem Prüfstand durchgeführt. Die Reibung wurde eingebbracht, indem um eine

mit einem Drehmomentsensor instrumentierte Welle ein Gurt gespannt wurde. Mithilfe einer Drehzahlregelung wurden Winkelgeschwindigkeiten von bis zu  $\pm 40$  rad/s gefahren, wobei die Drehzahl stets sehr langsam geändert wurde, um die Messung des Reibmoments nicht durch Trägheitseffekte zu verfälschen. Das Ergebnis eines Versuchs ist in Abbildung 8 dargestellt.

Das gemessene Reibmoment zeigt einen deutlichen Haftanteil. Gleitreibung ist ebenfalls vorhanden, da das Moment außerhalb der Haftphase ungefähr linear mit der Winkelgeschwindigkeit ansteigt. Ein sog. Stribeck-Effekt, also eine Überhöhung der Haftreibung bis zum Losbrechen ist erkennbar. Jedoch ist dieser Effekt relativ gering ausgeprägt, so dass eine Berücksichtigung im Modell nicht sinnvoll erscheint (Nutzen vs. Aufwand). Insgesamt kann die Gültigkeit des Modells, siehe Abbildung 7 und Gleichung (6), bestätigt werden. Die Aufteilung der Reibung in einen Haft- und einen Gleitanteil ist somit eine gültige Hypothese für den Beobachter.

Für den Beobachterentwurf wird weiterhin angenommen, dass sowohl der Haft- als auch der Gleitanteil der Reibung veränderlich sind. Es müssen also  $\hat{R}_{stic}$  und  $\hat{R}_{visc}$  geschätzt werden können. (Größen des Beobachters sind mit  $\hat{\cdot}$  gekennzeichnet.) Die allgemeine Form eines nichtlinearen Beobachters ist durch

$$\dot{\hat{x}} = f(\hat{x}) + Bu + K\Delta y \quad (9)$$

gegeben. Dabei bezeichnet  $\hat{x}$  den Zustandsvektor,  $f(\hat{x})$  eine nichtlineare Funktion der Zustände  $\hat{x}$ ,  $B$  die Eingangsmatrix,  $K$  eine Rückführmatrix und  $y$  die meßbaren Ausgangsgrößen. Der Beobachter wird ebenfalls als Modell der Strecke d.h. des Stellantriebs aufgestellt, wobei hier die Haftreibung als einzige Nichtlinearität zu berücksichtigen ist. Die Motorspannung  $U_M$  und das Abtriebsmoment  $T$  werden auf das Beobachtermodell als Eingangsgrößen gegeben, d.h.  $u = \{U_M, T\}^T$ . Das Beobachtermodell enthält die folgenden Gleichungen:

$$\dot{\hat{I}} = -\frac{R}{L}\hat{I} - \frac{k_M i}{L}\dot{\hat{\phi}} \quad (10)$$

und

$$\ddot{\hat{\phi}} = \frac{k_M}{J_g}\hat{I} - \frac{i}{J_g}(\dot{\hat{\phi}}\hat{R}_{visc} + \hat{R}_{stic}(\dot{\hat{\phi}})) \quad (11)$$

Dabei sind  $\hat{I}$ ,  $k_M$ ,  $L$  und  $R$  der Strom, die Drehmomentkonstante, Induktivität und der Widerstand des Motors,  $i$  ist die Getriebe-Übersetzung und  $J_g$  die gesamte gekoppelte Trägheit des Stellantriebs.  $\hat{\phi}$ ,  $\dot{\hat{\phi}}$  und  $\ddot{\hat{\phi}}$  sind der Winkel, die Winkelgeschwindigkeit und -beschleunigung am Abtrieb. Die Haftreibung  $\hat{R}_{stic}(\dot{\hat{\phi}})$  und Gleitreibung des Beobachtermodells sind entsprechend Gleichung (8) beschrieben.

Als Zustände des Beobachters wurden  $\hat{x} = \{\hat{I}, \dot{\hat{\phi}}, \hat{\phi}, \hat{R}_{stic}, \hat{R}_{visc}\}^T$  gewählt, und als Ausgangsgrößen  $\hat{y} = \{\hat{I}, \dot{\hat{\phi}}, \hat{\phi}\}^T$ , entsprechend den verfügbaren Meßsignalen des Stellantriebs. Durch die Rückführung von  $K\Delta y = K(y - \hat{y})$  werden die Abweichungen zwischen den Zuständen des Beobachters  $\hat{x}$  und den tatsächlichen Zuständen der Strecke  $x$  minimiert. Dabei wirken sich die zu wählenden Einträge der Rückführmatrix  $K$  auf die Dynamik des Beobachters und auf die Abweichungen zwischen den Beobachter- und den tatsächlichen Zuständen aus.

Mithilfe des beschriebenen Beobachters können die nicht messbaren, inneren Zustände  $R_{stic}$  und  $R_{visc}$  des Stellantriebs ermittelt werden. Dabei wurde berücksichtigt, dass der Beobachter die Haftreibung nur bei kleiner (jedoch nicht Null) Winkelgeschwindigkeit und die Gleitreibung nur bei größerer Winkelgeschwindigkeit schätzen kann. Dazu sind Schwellwerte für den Beobachterzustand  $\hat{\phi}$  (geschätzte Winkelgeschwindigkeit) definiert worden, unterhalb (rateIsLow = true) bzw. oberhalb derer die Schätzwerte für  $\hat{R}_{stic}$  und  $\hat{R}_{visc}$  aktualisiert werden. Liegt  $\hat{\phi}$  außerhalb des jeweiligen durch den Schwellwert begrenzten Bereichs, wird der Schätzwert,  $\hat{R}_{stic}$  oder  $\hat{R}_{visc}$ , nicht aktualisiert. Dies ist in Abbildung 9 zu sehen.

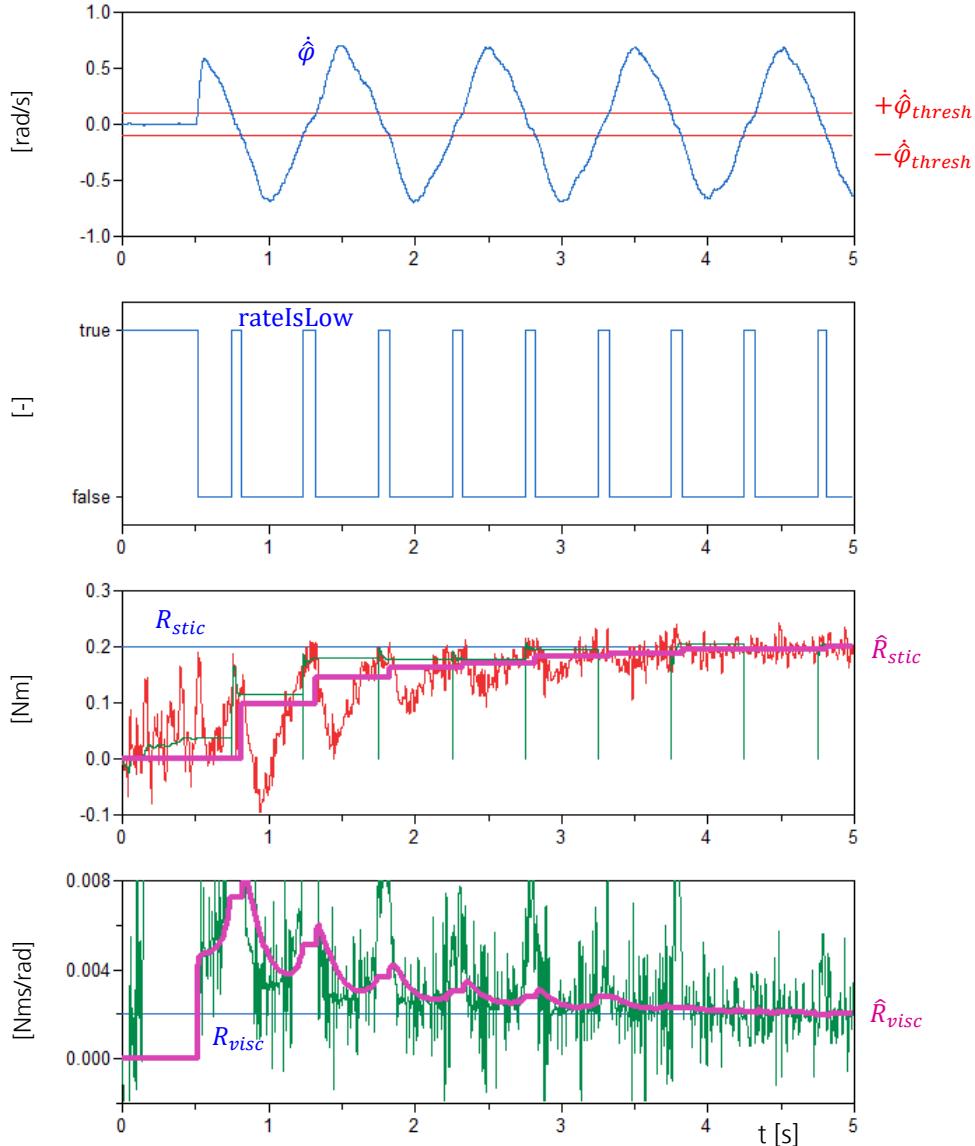


Abbildung 9: Schätzung der Haft- und Gleitreibung  $\hat{R}_{stic}$  und  $\hat{R}_{visc}$  des Stellantriebs durch den Beobachter bei einem sinusförmigen Positionskommando von  $\pm 0,1\text{ rad}$  und  $T = 1\text{ s}$

Es ist zu erkennen, wie sich die geschätzte Haftreibung  $\hat{R}_{stic}$  vom Anfangswert Null über drei bis vier Bewegungszyklen der Haftreibung  $R_{stic}$  von 0,2 Nm (blaue waagerechte Linie) des Stellantriebs annähert. Entsprechendes ist für die viskose Reibung  $R_{visc}$  von 0,002 Nms/rad und deren Schätzung  $\hat{R}_{visc}$  zu sehen. Die angenommenen Reibwerte von 0,2 Nm bzw. 0,002 Nms/rad beziehen sich auf die Eingangsseite des betrachteten Getriebes.

Ebenfalls in Abbildung 9 ist Signalrauschen zu erkennen. Es wurde davon ausgegangen, dass die Signale der Sensoren für Winkelposition und -geschwindigkeit sowie Drehmoment, in Abbildung 6 durch  $\varphi$ ,  $\dot{\varphi}$  und  $T$  gekennzeichnet, verrauscht sind. Für diese Signale wurden Rauschamplituden von  $\pm 0,5\%$  der jeweiligen Maximalwerte angenommen, dies ist um ca. eine Größenordnung ungenauer als die Katalogdaten entsprechender, für den FoFLab-Prüfstand (siehe Abschnitt 2.1.1.4) beschaffter Sensoren. Mithilfe eines im Beobachter enthaltenen Kalman-Filters können weiter zurückliegende oder aktuellere Messungen in den Ausgabewerten

$\hat{R}_{stic}$  und  $\hat{R}_{visc}$  des Beobachters unterschiedlich gewichtet werden. Dies wird durch die Parameter  $Q$  und  $R$  des Kalman-Filters eingestellt. Für eine Erläuterung der Gleichungen eines Kalman-Filters wird hier auf [23] verwiesen.  $Q$  und  $R$  sind Kovarianzen, die entsprechend des erwarteten Modellfehlers bzw. Meßgenauigkeit zu wählen sind. Beispielsweise sind bei größerem Vertrauen in das Beobachtermodell ein kleiner Wert für  $Q$  und bei geringerem Vertrauen in die Messungen (z.B. wegen hohen Signalrauschen) ein höherer Wert für  $R$  sinnvoll. Die Werte für  $Q$  und  $R$  wurden für die gezeigten Simulationsergebnisse dem angenommenen Sensorsrauschen entsprechend eingestellt.

Insgesamt kann festgestellt werden, dass die wegen des Signalrauschen notwendige Filterung zu einer zeitlichen Verzögerung zwischen Änderungen der Reibung des Stellantriebs und der mithilfe des Beobachters geschätzten Haft- und Gleitreibung  $\hat{R}_{stic}$  und  $\hat{R}_{visc}$  führt, die einem Tiefpass-Verhalten entspricht. Der Regler kann also nur mit einer zeitlichen Verzögerung adaptiert werden. Zudem erfordert die Beobachtung der Reibung Bewegungen des Stellantriebs. Wie groß und schnell diese Bewegungen sein müssen und mit welcher Zeitverzögerung der Regler adaptiert wird, ist durch die Einstellungen des Kalman-Filters bedingt, welche wiederum vom Signalrauschen abhängen.

#### *Simulation von Böeneinflügen mit optimiertem Regelungskonzept*

Das Simulationsmodell des elektromechanischen Querruder-Stellantriebs mit der beschriebenen optimierten Regelung sowie mit Beobachtung und Kompensation der Reibung wurde für eine Untersuchung der Reaktion auf Sollwertvorgaben und Böen genutzt. Dabei sind die durch die Regelung erreichbare Lastabminderung und Positioniergenauigkeit von besonderem Interesse.

Abbildung 10 zeigt die Simulation der Antwort auf ein rampenförmiges Positionskommando mit einer Ratenbegrenzung von 40 %/s bei einem angenommenen aerodynamischen Rudermomenten-Beiwert von  $c_{h\delta} = -2000 \text{ Nm/rad}$ . Es tritt keine Böe oder sonstige Störung auf. In den Teil-Diagrammen links-Mitte und links unten ist zu sehen, dass die Querruder-Position dem Sollwert mit kleiner Abweichung folgt. Insgesamt sind die Ergebnisse von drei Simulationen gezeigt, die sich durch die Startwerte der geschätzten Haft- und Gleitreibung  $\hat{R}_{stic,0}$  und  $\hat{R}_{visc,0}$  wie folgt unterscheiden:

	$\hat{R}_{stic,0}$	$\hat{R}_{visc,0}$	
(1)	0,2 Nm	0,002 Nms/rad	Startwerte korrekt.
(2)	0,17 Nm	0,0017 Nms/rad	Startwerte zu niedrig.
(3)	0,23 Nm	0,0023 Nms/rad	Startwerte zu hoch.

Durch die unterschiedlichen Startwerte ( $\pm 15\%$  Toleranz) der Reibschatzung wird die Robustheit der optimierten Regelung bei Parameterunsicherheiten und Signalrauschen, wie sie im realen Betrieb auftreten, überprüft. Wie im vorherigen Abschnitt erläutert wurde, siehe Abbildung 9, ist die geschätzte gegenüber der tatsächlichen Reibung zeitverzögert und wegen des Signalrauschen mit einem Fehler behaftet.

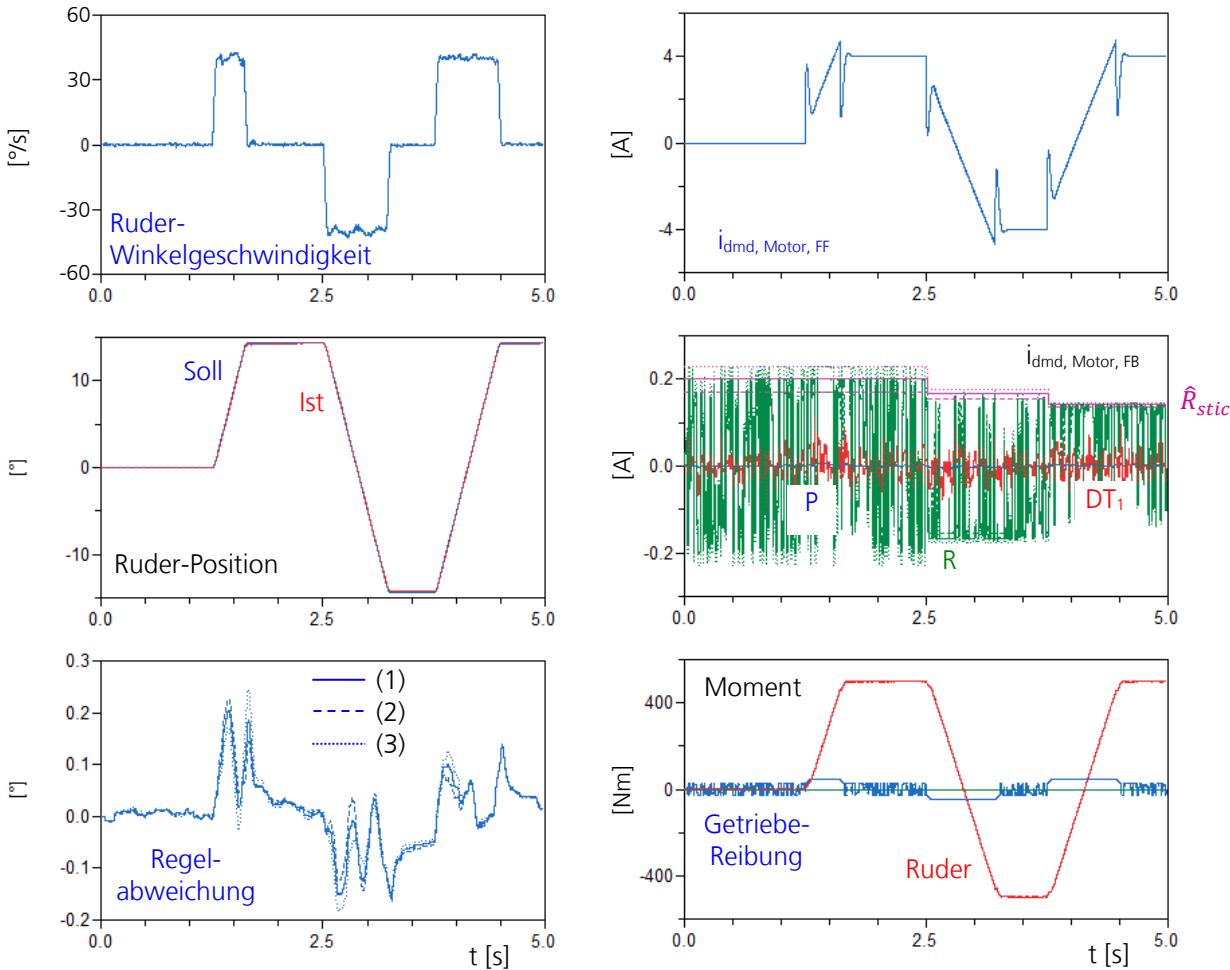


Abbildung 10: Simulation der Antwort des Querruder-Stellantriebs mit optimierter Regelung für aktuatorbasierte Strukturlastabminderung und Reibschatzung auf ein rampenförmiges PositionsKommando ( $\pm 14,3^\circ$ )

Die Anteile der Vorsteuerung  $i_{dmd, Motor, FF}$  und der Rückführung  $i_{dmd, Motor, FB}$  am Regler-Ausgangssignal, vgl. Abbildung 6, sind in der rechten Spalte von Abbildung 10 gezeigt. Wie beschrieben ist die Vorsteuerung so ausgelegt, dass sie am Regler-Ausgang den größten Anteil hat, der Beitrag der Rückführung beträgt hier nur ca. 5 %. Deutlich erkennbar in den Signalen der Rückführung ist das Signalrauschen sowie eine Änderung der geschätzten Haftreibung  $\hat{R}_{stic}$  durch den Beobachter, während der Stellantrieb fährt. Wie an den Verläufen der Regelabweichung (linkes unteres Diagramm) zu sehen ist, zeigt sich die Regelung unempfindlich gegenüber den verschiedenen, oben angegebenen Startwerten der beobachteten Haft- und Gleitreibung. Die stationäre Regelabweichung liegt in jedem Fall unter  $\pm 0,1^\circ$ .

In Abbildung 11 ist die Antwort des Stellantriebs auf eine Böe mit einem Gradienten von  $H = 58$  m zu sehen. Dabei wurde der Ruder-Soll-Winkel mit konstant Null vorgegeben. Durch die Böe weicht das Ruder um bis zu ca.  $5^\circ$  aus, wodurch eine Lastabminderung von 1 auf 0,74 erreicht wird. (Die Rudermomente sind normiert dargestellt.) Wie bei dem in Abbildung 10 gezeigten Ergebnis wurde jede der drei Simulationen mit einem anderen Startwert der geschätzten Haftreibung (Legende im linken unteren Diagramm) bei ansonsten gleichen Vorgaben durchgeführt. (Die tatsächliche Haftreibung der Strecke war  $R_{stic} = 0,2$  Nm.) Wie zu sehen ist, ergeben sich durch die unterschiedlichen Startwerte nur sehr geringe Abweichungen der Antwort auf die Böe. Nachdem die Böe vorüber ist, kehrt das Ruder wieder in die ursprüngliche Position zurück. Dabei wird eine

stationäre Genauigkeit von  $\pm 0,1^\circ$  erreicht. Im Vergleich zur Böenantwort des Basis-Regelungskonzepts, siehe Abbildung 5, ist somit das Problem eines zu großen stationären Regelfehlers behoben.

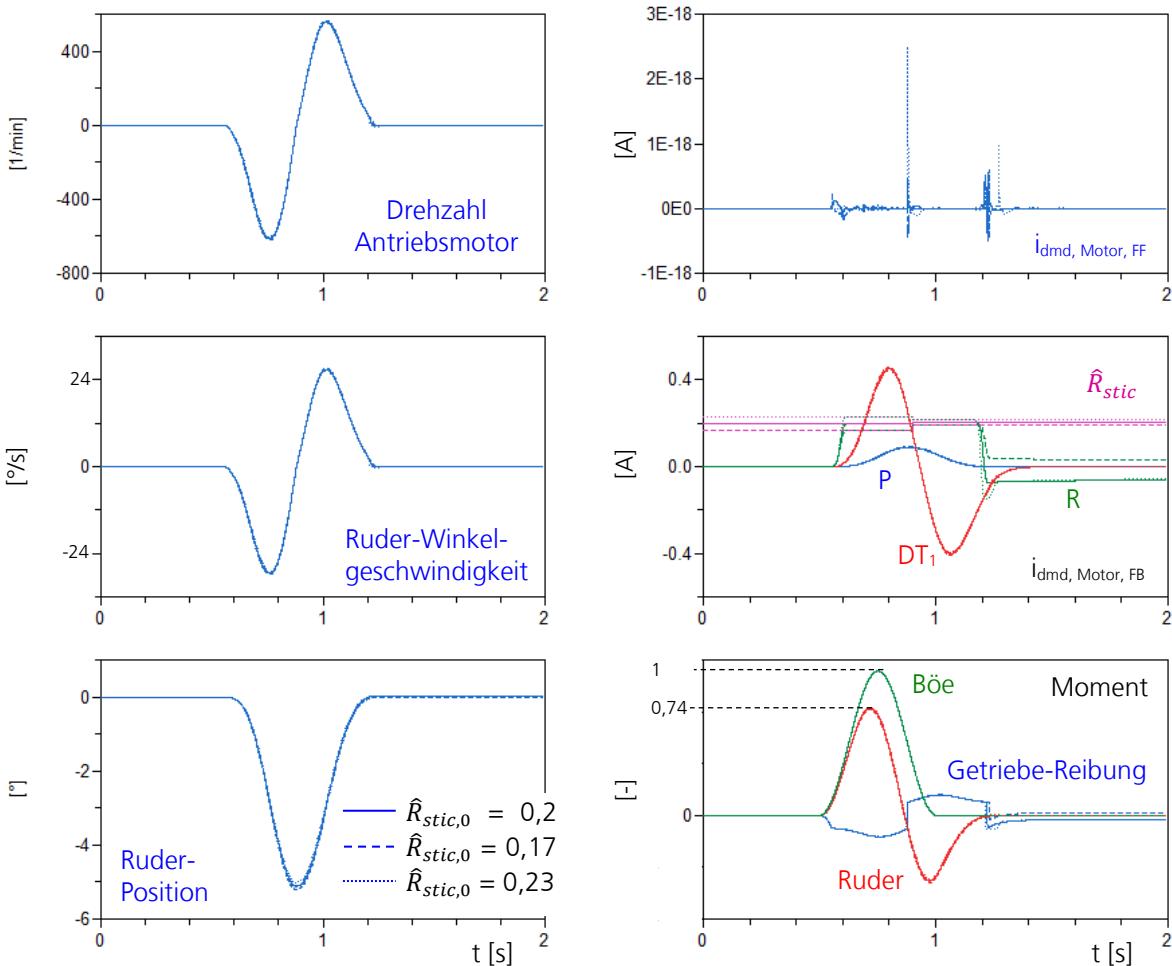


Abbildung 11: Simulation der Antwort des Querruder-Stellantriebs mit optimierter Regelung und Reibschatzung auf eine Böe mit  $H = 58$  m bei Flughöhe  $h_1 = 11000$  m und Machzahl  $M_1 = 0,78$  (vgl. Abbildung 5)

### 2.1.1.2 Teil-AP 2.1.1: Aufbau einer Gesamtsimulation

In einem nächsten Schritt wurde das in Unterkapitel 2.1.1.1 beschriebene physikalische Modell eines elektromechanischen Querruder-Stellantriebs und der optimierten Regelung, siehe Abbildung 6, in das Modell eines elastischen Flugzeugs integriert. Auf diese Weise wurde ein Gesamtmodell erstellt, mit dem Einflüsse in Böen, die Reaktion der Steuerflächen und die sich daraus ergebenden Lastverläufe in der Flugzeugstruktur simuliert werden können. Mithilfe dieses Gesamtmodells wurde die Wirksamkeit der aktuatorbasierten Strukturlastabminderungsfunktion (LAF) untersucht und quantifiziert.

Abbildung 12 zeigt die oberste Ebene des im auf Matlab-Simulink basierenden Tool VarLoads [24] implementierten Flugzeug-Modells, mit dem Manöver- und Böenlasten simuliert werden können.

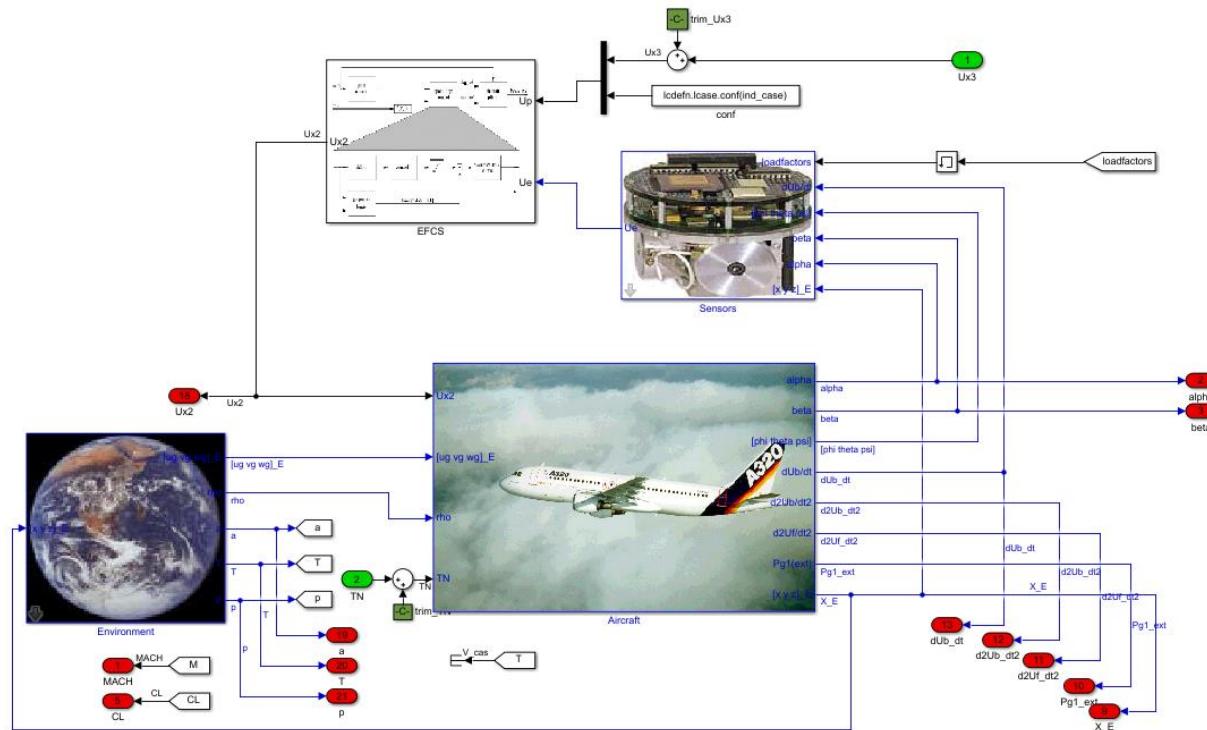


Abbildung 12: Oberste Ebene eines Flugzeug-Modells für die Simulation von Manöver- und Böenlasten

Im Teil-Modell „Aircraft“ aus Abbildung 12 sind wiederum Teil-Modelle zur Beschreibung der

- elastischen Eigenschaften sowie der Massenverteilung („Elastic & Inertia“),
- Antriebskräfte („Propulsion loads“),
- stationären und instationären aerodynamischen Kräfte („Aerodynamic loads (g1-set)“), sowie der
- in Rumpf- und Flügelstruktur wirkenden Schnittlasten („Integrated loads (c1-set)“)

enthalten. Dies ist schematisch in Abbildung 13 dargestellt.

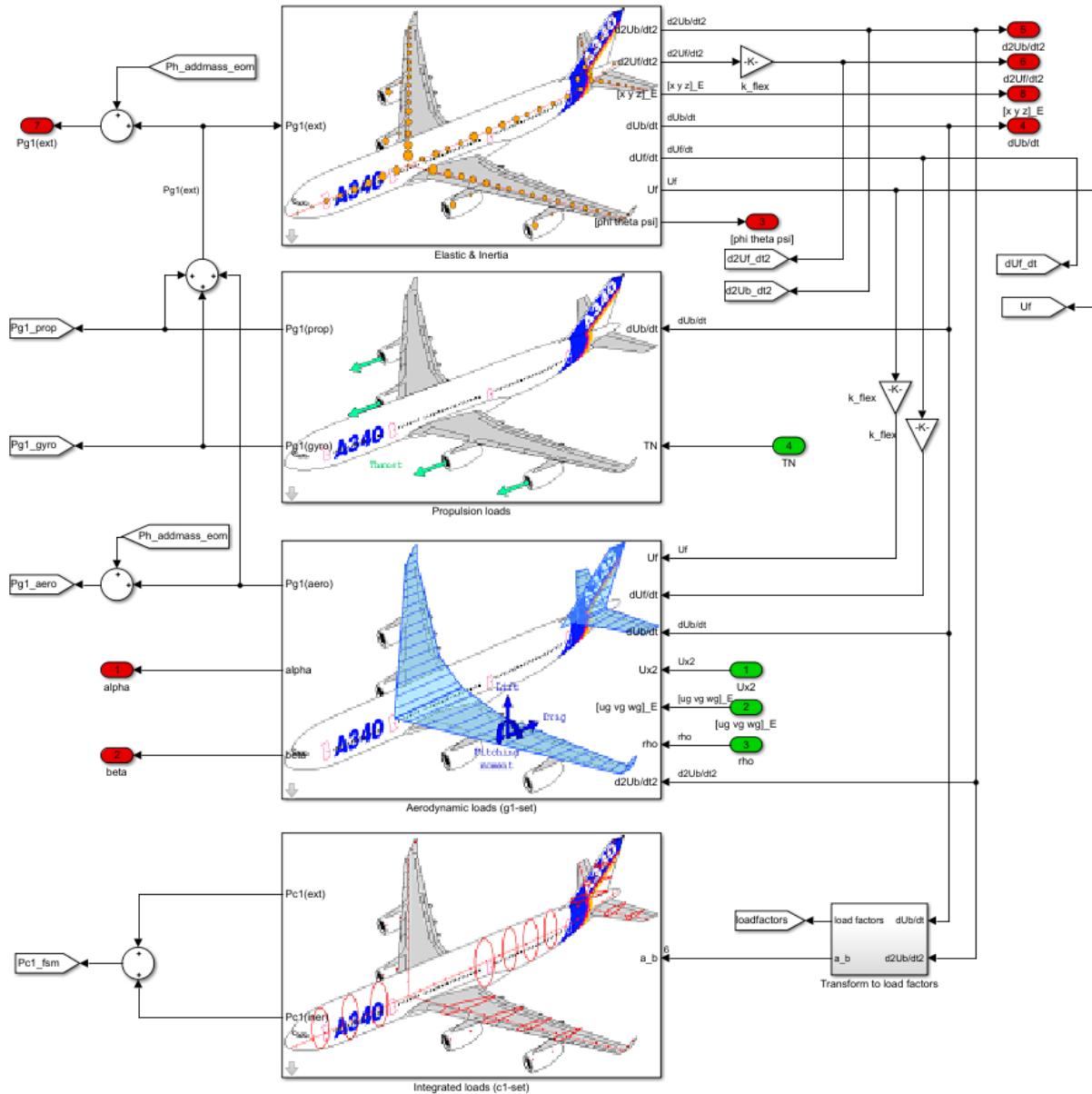


Abbildung 13: Teile des in Abbildung 12 gezeigten Flugzeug-Modells zur Beschreibung der Massenverteilung und Elastizität, der aerodynamischen und Antriebskräfte, sowie der Belastung der Struktur

Die Grundlage des schematisch gezeigten Flugzeug-Modells und seiner genannten Teile, wie z.B. die Beschreibung der Struktur- und Aerodynamik, sind die in [25] erläuterten Modellierungsansätze und -gleichungen. Der Einfluß von Flugregelungsfunktionen auf die Lasten und Methoden für deren Simulation werden anhand eines Beispiels in [26] beschrieben.

Die für diese Studie genutzten Modelldaten und die im vorliegenden Bericht gezeigten Simulationsergebnisse repräsentieren ein generisches Kurz- bis Mittelstreckenflugzeug.

In das beschriebene Flugzeug-Modell wurden je ein EMA-Modell mit der entwickelten Regelung d.h. aktuatorbasierten Strukturlastabminderungsfunktion LAF für das linke und das rechte Querruder integriert. Abbildung 14 veranschaulicht die Schnittstellen des Flugzeug- mit einem Aktuatormodell. Bei der Simulation eines Böeneinflugs wirkt diese über das aerodynamische Scharniermoment auf das Aktuatormodell. Dieses reagiert aufgrund seiner Dynamik und der LAF-Regelung. Die Rückkopplung mit dem Flugzeugmodell kommt über den Ruderwinkel zustande.

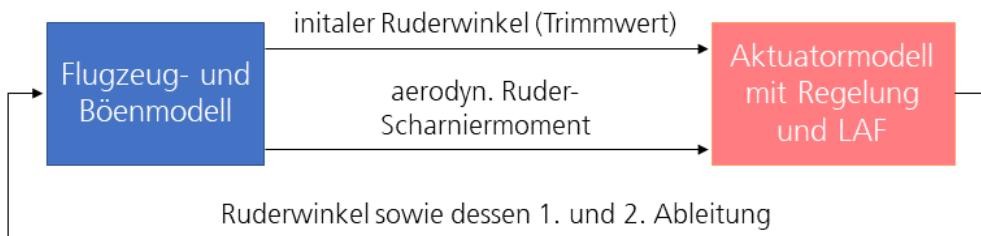


Abbildung 14: Schema der Schnittstellen der gekoppelten Flugzeug- und Aktuator-Modelle

#### *Metriken zur Quantifizierung einer Lastabminderung*

Für die Quantifizierung der Wirksamkeit einer auf der Aktuatorregelung basierenden LAF sind im Folgenden zwei Metriken definiert, die aus zeitabhängigen Lastverläufen berechnet werden können:

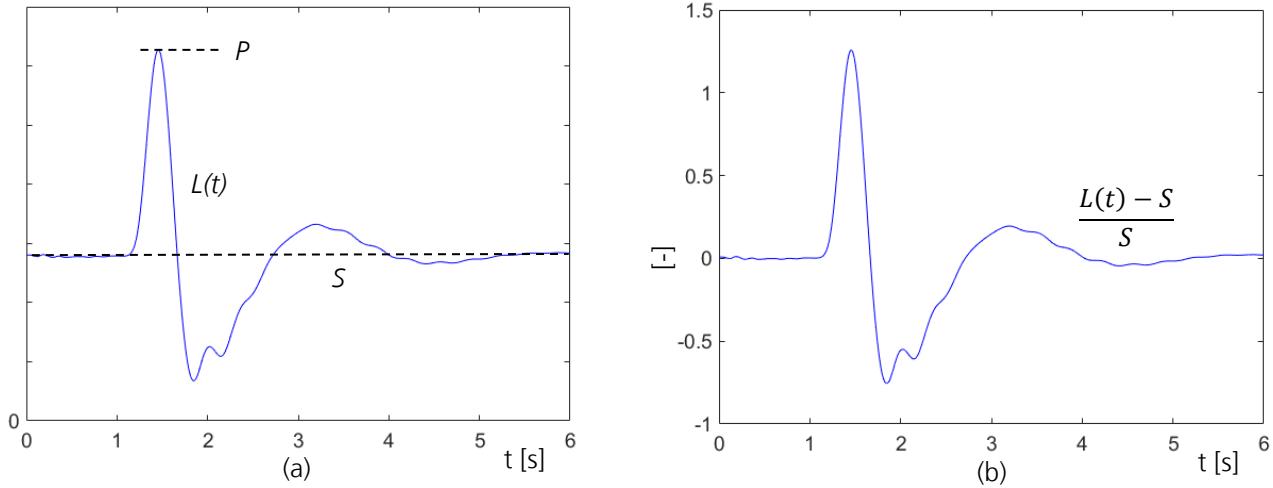
- Die Relation der maximalen zur stationären Last ( $Norm_1$ ), sowie
- die relative Lastabminderung ( $Norm_2$ ).

Diese Metriken werden genutzt, um Verläufe von Lasten in der Flugzeugstruktur wie üblich normiert darzustellen.

In Abbildung 15 (a) ist ein typischer Lastverlauf  $L(t)$ , z.B. Flügel-Biegemoment oder Querruder-Scharniermoment, über der Zeit zu sehen. Bei  $t = 1$  s beginnt der Einflug in eine Böe, die kurz danach bei ca.  $t = 1,5$  s eine Lastspitze verursacht. Im weiteren Verlauf schwingt die Kurve wieder auf den stationären Wert ein. Wie markiert, wird mit den Größen  $S$  und  $P$  der stationäre bzw. der maximale Wert des Lastverlaufs bezeichnet. Die Relation beider Werte wird mit

$$Norm_1 = \frac{P - S}{S} \quad (12)$$

angegeben. Den entsprechend normierten Lastverlauf  $(L(t) - S)/S$  zeigt Abbildung 15 (b). Gemäß Definition (12) hat der normierte Lastverlauf bei  $L(t) = S$  den Wert 0. Der maximale Wert von 1,26 bedeutet somit wegen  $P/S = Norm_1 + 1 = 1,26 + 1$ , dass die maximale Last  $P$  das 2,26-fache des stationären Wertes  $S$  beträgt.

Abbildung 15: Lastverlauf beim Auftreten einer Böe (a), mit  $Norm_1$  normierter Lastverlauf (b)

Mit einer auf der Aktuatorregelung basierenden LAF soll die maximale Last verringert werden. Die erzielte Absenkung wird als Relation der jeweiligen Differenz zwischen maximaler Last ohne bzw. mit LAF,  $P$  bzw.  $P_{LAF}$ , und der stationären Last  $S$

$$Norm_2 = \frac{|P_{LAF} - S| - |P - S|}{|P - S|} \quad (13)$$

angegeben, siehe auch Abbildung 16. Dabei wird davon ausgegangen, dass der Betrag der Differenz der Lastspitze  $P$  bzw.  $P_{LAF}$  und des stationären Wertes  $S$  für die Auslegung der Flügelstruktur und der Aktuatoren maßgeblich ist. Mit  $Norm_2$  wird auch berücksichtigt, dass durch die Wirkung einer LAF der Lastverlauf eine Spitze in die andere Richtung aufweisen kann, wie bei  $t = 1.7$  s in Abbildung 16 zu erkennen ist. Deshalb werden die Beträge der Differenzen  $|P - S|$  und  $|P_{LAF} - S|$  für  $Norm_2$  herangezogen. Für die letztere Differenz wird  $|P_{LAF} - S| = \max\{|P_{LAF}^+ - S|, |P_{LAF}^- - S|\}$  gesetzt, im gezeigten Fall also  $|P_{LAF}^+ - S|$ .

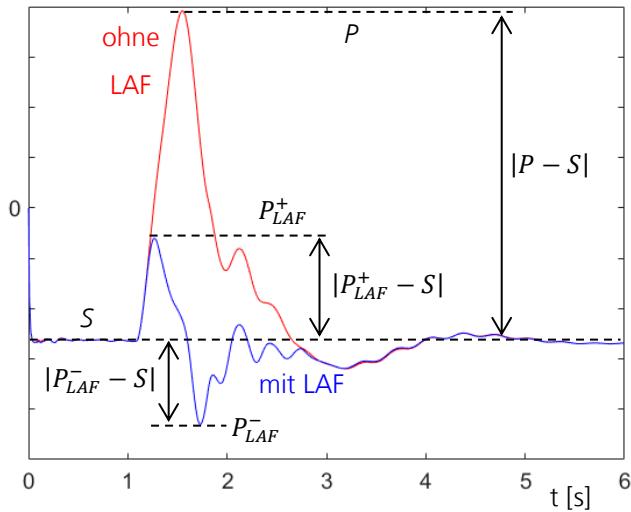


Abbildung 16: Lastverlauf ohne bzw. mit aktuatorbasierter LAF beim Auftreten einer Böe

### Simulation von Böeneinflügen mithilfe des Gesamtmodells

Das ab S. 20 beschriebene Modell der Gesamtdynamik eines elastischen Flugzeugs mit Querruder-Aktuatoren und einer durch deren Regelung realisierten LAF wurde für verschiedene Flugzustände und Einflüge in Böen simuliert. Diese sind in Tabelle 1 aufgelistet, wobei mit dem Böengradienten  $H$  entsprechend CS 25.341 (a) *Discrete Gust Design Criteria* [15] die Länge und Amplitude der Böe definiert ist. Die hier genutzte Umsetzung der Böen-Modellierung ist in [25] sowie im zweiten LLARA Zwischenbericht [14] beschrieben. Um die Wirksamkeit der LAF zu untersuchen, wurde das Gesamtmodell jeweils zunächst mit konventioneller d.h. steifere Positionsregelung und anschließend mit nachgiebiger kombinierter Positions- und Steifigkeitsregelung (LAF) der Querruder-Aktuatoren simuliert.

Fall	Flughöhe $h$ [m]	Fluggeschwindigkeit $v_{TAS}$ [m/s]	Böengradient $H$ [m]
(1)	11000	230	9
(2)	11000	230	58
(3)	11000	230	107
(4) $v_c / M_c$	9100	261	94,5

Tabelle 1: Mithilfe des Gesamtmodells untersuchte Flugzustände und Böeneinflüge

Die Fälle (1) bis (3) repräsentieren den Reiseflug. Fall (4) stellt einen Flugzustand am Schnittpunkt der sog. Design-Fluggeschwindigkeit  $v_c$  mit der Design-Machzahl  $M_c$  (Index c bedeutet Cruise) dar, der am Rand des zulässigen Flugbereichs (Flugenvoloppe) liegt. Für diesen Flugzustand, der statistisch gesehen selten – einmal in  $10^5$  Flugstunden – eintritt, ist somit bei höchstem Staudruck noch die höchste Böenamplitude zu berücksichtigen, so dass eine entsprechend hohe Belastung der Flugzeugstruktur verursacht wird. Dieser Flugzustand am  $v_c / M_c$  Schnittpunkt ist daher ein Auslegungsfall, jedoch nicht relevant für den effizienten Betrieb des Flugzeugs. Für eine Dimensionierung der Flugzeugstruktur unter Berücksichtigung der durch die LAF erzielbaren Lastabminderung müßte der die höchsten Lasten verursachende Flugzustand gefunden werden, der innerhalb oder am Rand der Flugenvoloppe auftreten kann. Wegen des damit verbundenen Umfangs wurde eine solche Untersuchung hier nicht durchgeführt. Jedoch zeigte sich, dass von den vier untersuchten Szenarien für Fall (4)  $v_c / M_c$  die höchsten Belastungen auftreten und dass diese mithilfe der realisierten aktuatorbasierten LAF verringert werden können. Die nachfolgenden Abbildungen (Abbildung 17 bis Abbildung 19) zeigen Ergebnisse von Simulationen des Gesamtmodells (elastisches Flugzeug plus zwei Querruder-Aktuatoren und deren Regelung mit LAF) für die in Tabelle 1 gelisteten Flugzustände und Einflüge in Böen.

In Abbildung 17 ist zunächst die Reaktion des Querruder-Stellantriebs für  $v_c / M_c$ , Fall (4) aus Tabelle 1, zu sehen. Aufgrund des bei  $t = 1$  s beginnenden Einflugs in die Böe gibt das Querruder kurzzeitig um bis zu  $1,8^\circ$  nach. (Die Reaktion der Querruder am linken und rechten Flügel ist dabei praktisch gleich.) Nach Abklingen der Böe fährt das Querruder wieder in die Neutralposition zurück, dabei wird die erforderliche stationäre Genauigkeit von  $0,1^\circ$  eingehalten. Erkennbar an den Verläufen der Ruder-Winkelgeschwindigkeit und -position sind zwei kurze Stopps, bevor die Neutralposition wieder exakt erreicht wird. Diese sind durch die Hafreibung des Stellantriebs in Verbindung mit leichten Oszillationen des aerodynamischen Scharniermoments bedingt.

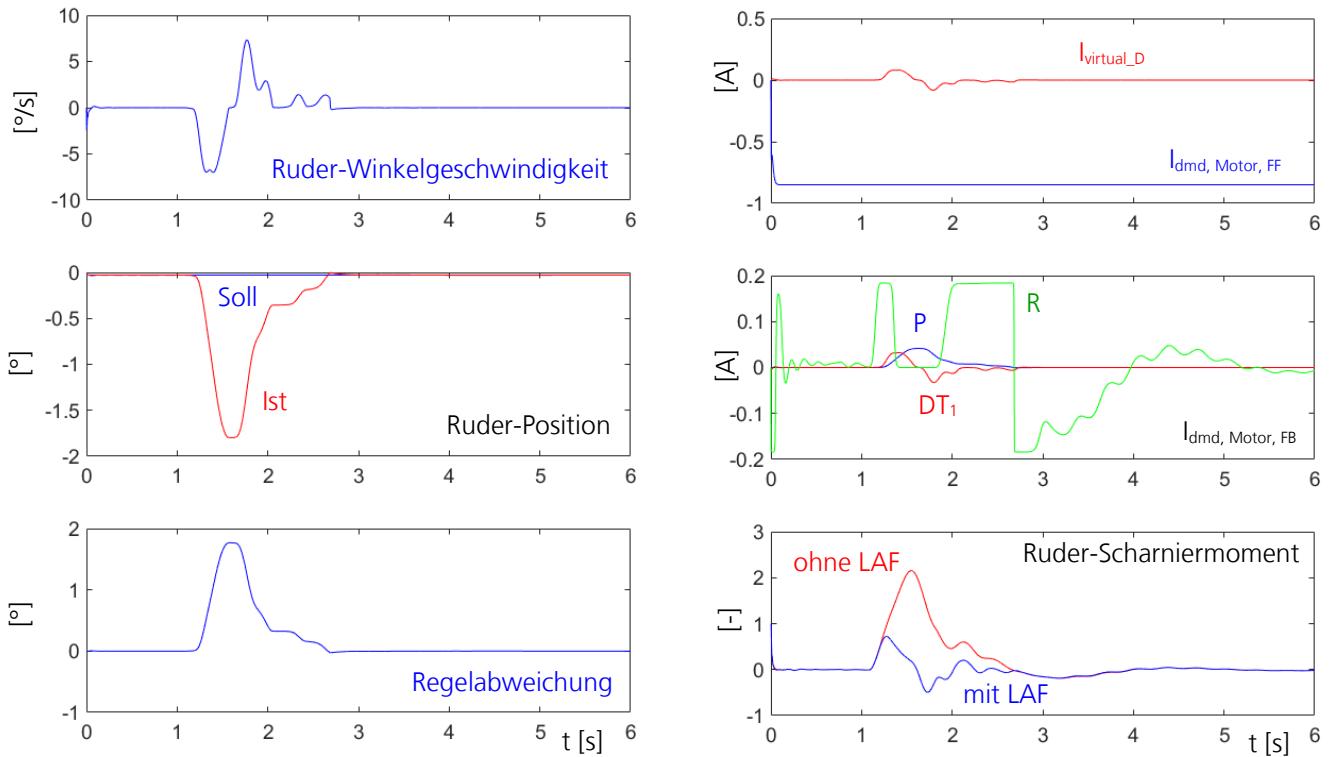


Abbildung 17: Reaktion des Querruder-Stellantriebs (Simulation des Gesamtmodells) mit LAF beim Einflug in eine Böe, Beginn bei  $t = 1$  s, Flugzustand  $v_c / M_c$  - Tabelle 1 Fall (4)

Die Diagramme rechts-oben und rechts-mitte in Abbildung 17 zeigen die Aktivität der Aktuatorregelung mit LAF. Der von der Vorsteuerung kommandierte Motorstrom  $I_{dmd, Motor, FF}$  kompensiert das stationäre aerodynamische Ruderscharniermoment  $M_0$  in der Neutralposition. Die proportionalen, differenzierenden und die Haftreibung kompensierenden Anteile  $P$ ,  $DT_1$  und  $R$  der Rückführung reagieren auf die durch die Böe verursachte Störung und bringen das Ruder wieder in die Neutralposition zurück. Für kleine Regelabweichungen d.h.  $< 0,5^\circ$  hat dabei die Kompensation der Haftreibung  $R$  den größten Anteil, wodurch die Positioniergenauigkeit gewährleistet wird. Die Einstellung der Parameter der Aktuatorregelung stellt insgesamt einen Kompro miß zwischen Sollwertfolge und Positioniergenauigkeit sowie der durch Nachgiebigkeit erzielten Lastabminde rung bei Böen dar.

In Abbildung 18 ist der Verlauf des Biegemoments an der Flügelwurzel zu sehen, der beim Einflug in eine Böe bei  $v_c / M_c$  Tabelle 1 Fall (4) ohne bzw. mit aktuatorbasierter LAF auftritt. Die entsprechende Reaktion des Querruder-Stellantriebs mit LAF zeigt Abbildung 17. Ohne LAF beträgt das maximale Biegemoment bei  $t = 1,45$  s entsprechend  $Norm_1$  (12) das 2,26-fache des stationären Wertes, wie in der Vergrößerung im rechten Teil von Abbildung 18 deutlich wird. Mithilfe der LAF wird die Lastamplitude von 1,26 auf 1,23 verringert, diese Werte sind entsprechend  $Norm_2$  (13) skaliert. Die relative Änderung beträgt somit -2,0%, was bei Bie gemomenten in der Größenordnung von  $10^6$  Nm einer Reduktion um 20000 Nm entspricht.

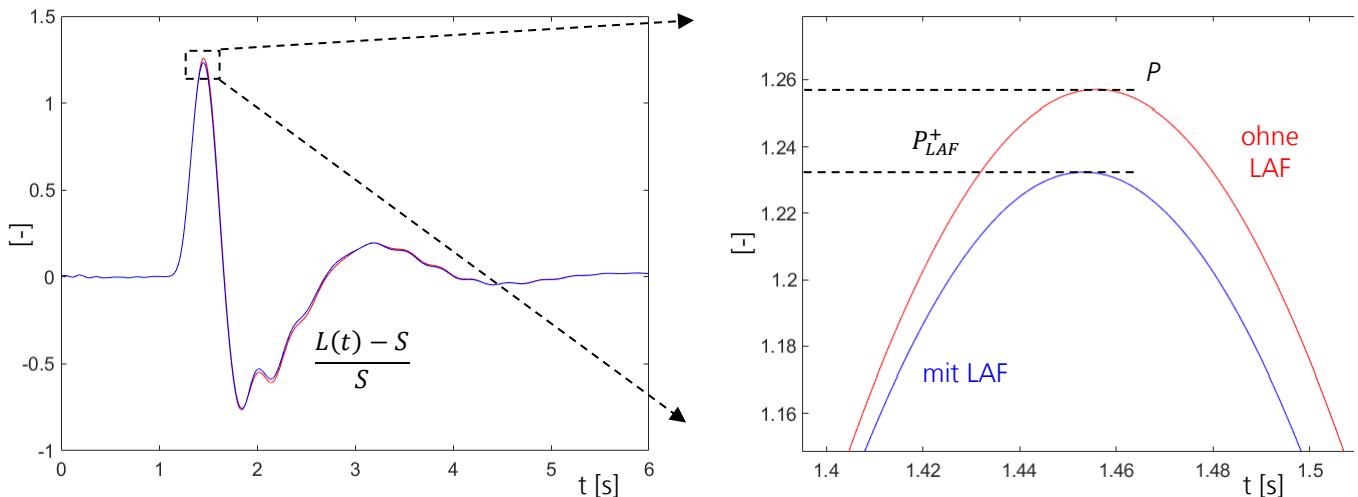


Abbildung 18: Verlauf des Flügelwurzel-Biegemoments entsprechend  $Norm_1$  (12) ohne bzw. mit LAF beim Durchfliegen einer Böe, Beginn bei  $t = 1$  s, Flugzustand  $v_c / M_c$  - Tabelle 1 Fall (4)

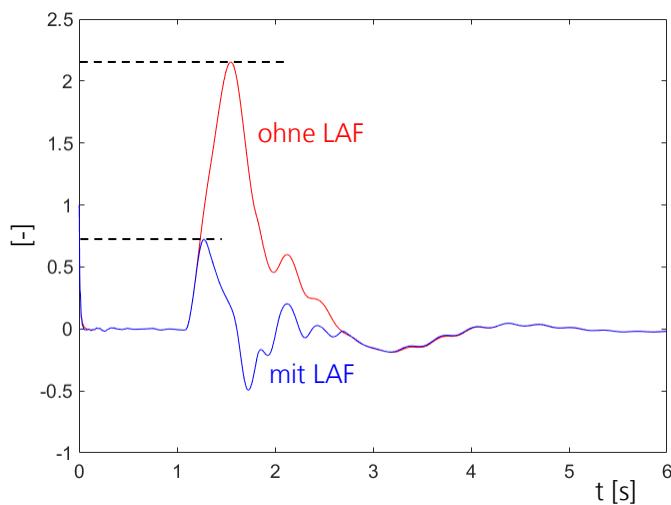


Abbildung 19: Verlauf des Querruder-Scharniermoments entsprechend  $Norm_1$  ohne bzw. mit LAF beim Durchfliegen einer Böe, Beginn bei  $t = 1$  s, Flugzustand  $v_c / M_c$  - Tabelle 1 Fall (4)

Die relative Änderung der normierten Lastamplitude ist am Querruder selbst am größten, wie in Abbildung 19 zu sehen ist. Ohne bzw. mit LAF beträgt sie 2,16 bzw. 0,74, was einer Änderung um -66% entspricht.

In den nachfolgenden Diagrammen (Abbildung 20 bis Abbildung 24) werden die für den  $v_c / M_c$  Flugzustand – Fall (4) – dargestellten Simulationsergebnisse, anhand derer die Wirkung einer aktuatorbasierten LAF gezeigt werden konnte, zusammengefasst und mit den entsprechenden Ergebnissen für die Fälle (1) bis (3) verglichen.

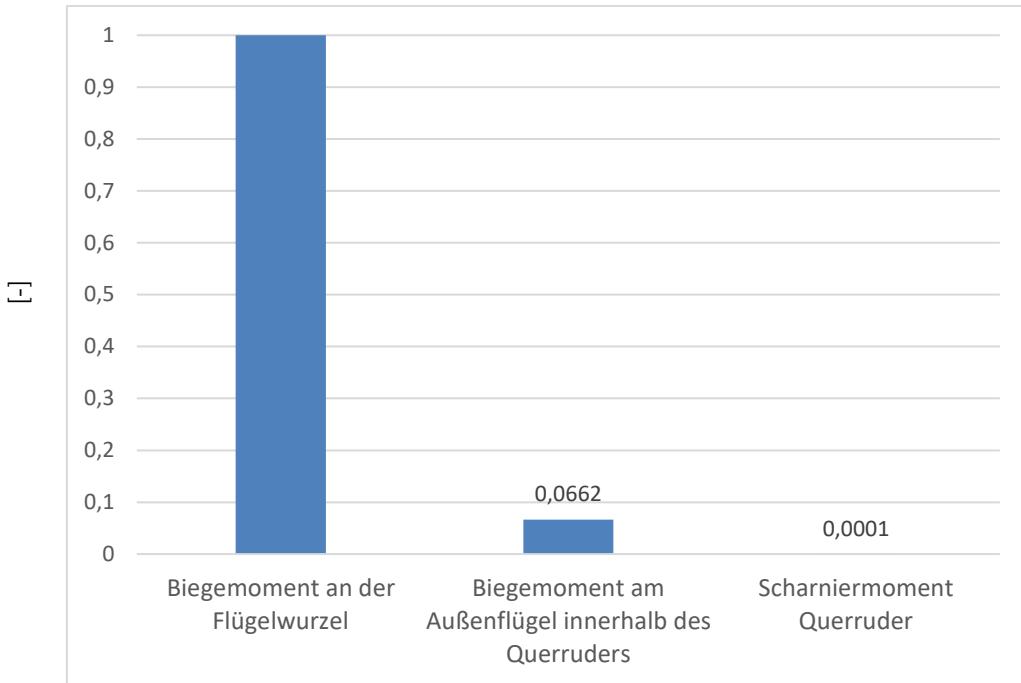


Abbildung 20: Stationäre Lastmomente an den betrachteten Stationen des Flügels, normiert mit dem stationären Biegemoment an der Flügelwurzel

In Abbildung 20 sind die stationären Lastmomente an den betrachteten Stellen des Flügels – Wurzel, Außenflügel innerhalb des Querruders, sowie das Querruder selbst – zum Vergleich der Größenverhältnisse nebeneinander eingetragen. Die Werte sind mit dem stationären Lastmoment an der Flügelwurzel normiert, so dass deutlich wird: Das Biegemoment an der betreffenden Stelle am Außenflügel beträgt ein Fünfzehntel und das Querruder-Scharniermoment ein Zehntausendstel des Biegemoments an der Flügelwurzel.

Abbildung 21 fasst die transienten maximalen Werte der in Abbildung 18 und Abbildung 19 als Funktion der Zeit dargestellten Lastmoment-Verläufe zusammen. Die Werte sind mit dem jeweiligen stationären Lastmoment entsprechend  $Norm_1$  skaliert, so dass die Wirkung der LAF nochmals verdeutlicht wird. Der Betrag der relativen Änderung der Maximalwerte nimmt, wie bereits erläutert, von innen nach außen am Flügel zu, wie auch in Abbildung 22 zu sehen ist.

Wie beschrieben, müsste für eine Dimensionierung der Flugzeugstruktur unter Berücksichtigung der durch die LAF erzielten Lastabminderung der die höchsten Lasten verursachende Flugzustand innerhalb der Flugbereichsgrenzen betrachtet werden. Eine entsprechende tiefergehende Suche wurde hier nicht durchgeführt. Jedoch wurden für alle in Tabelle 1 gelisteten Flugzustände und Böengradienten Simulationen des Gesamtmodells ohne bzw. mit LAF durchgeführt, so dass die maximalen Lasten und die erreichte Lastabminderung miteinander verglichen werden konnten. Dies zeigt Abbildung 23 für die Flügelwurzel-Biegemomente, alle Werte darin sind wieder mit demselben stationären Wert entsprechend  $Norm_1$  skaliert.

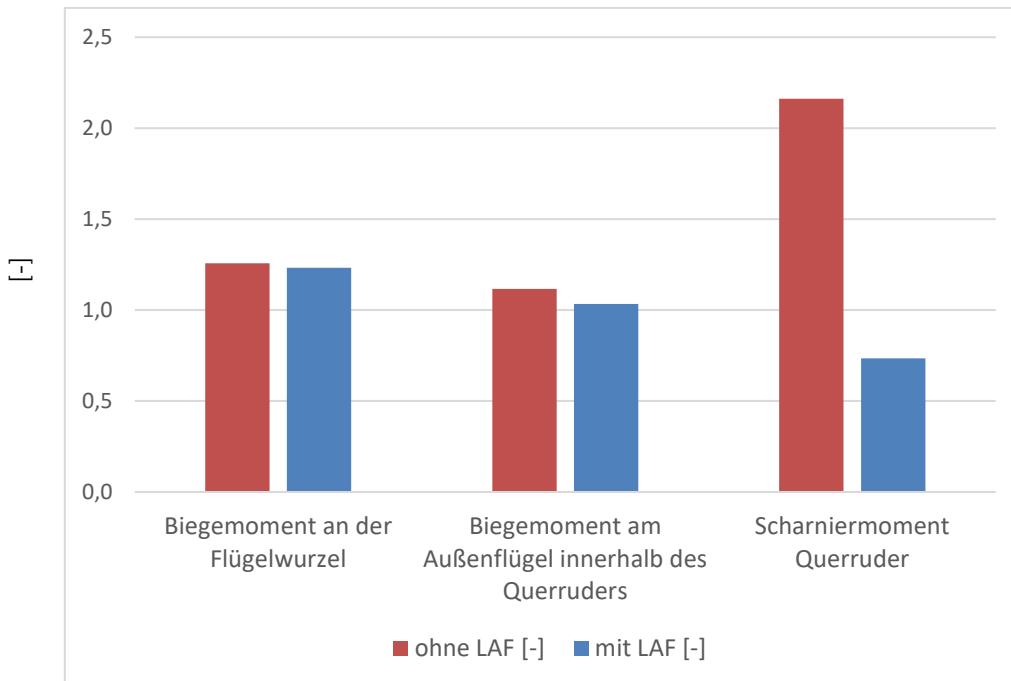


Abbildung 21: Transiente maximale Lasten an den betrachteten Stellen des Flügels, mit dem jeweiligen statischen Lastmoment laut  $Norm_1$  skaliert, beim Einflug in eine Böe bei  $v_c / M_c$  - Tabelle 1 Fall (4)

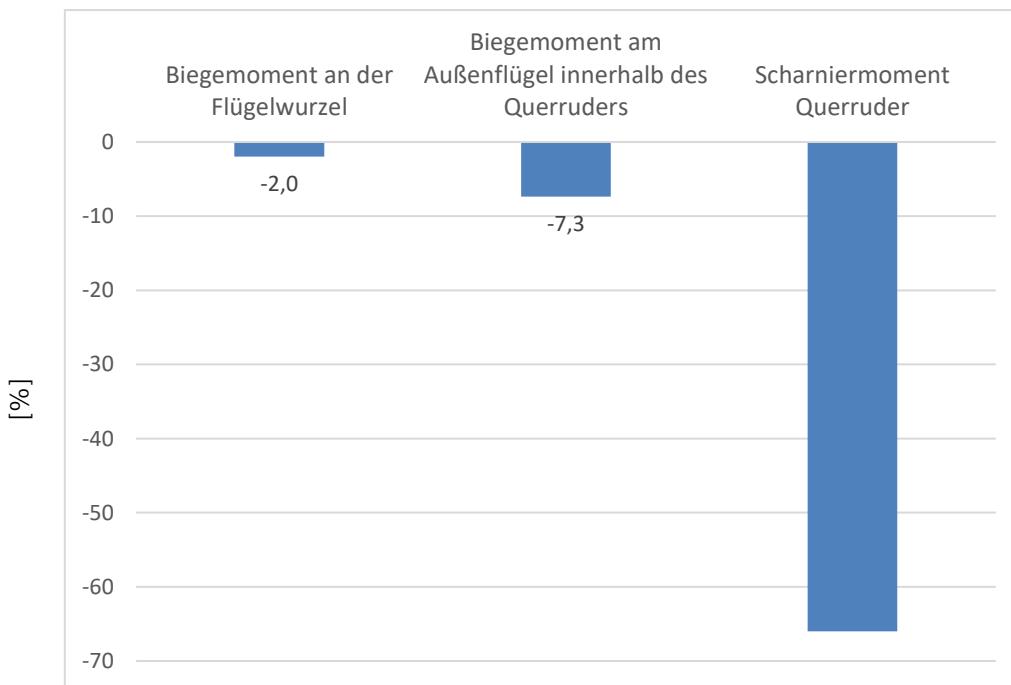


Abbildung 22: Mithilfe der aktuatorbasierten LAF erzielte relative Änderung der Lastamplituden an den betrachteten Stellen des Flügels beim Einflug in eine Böe bei  $v_c / M_c$  - Tabelle 1 Fall (4)

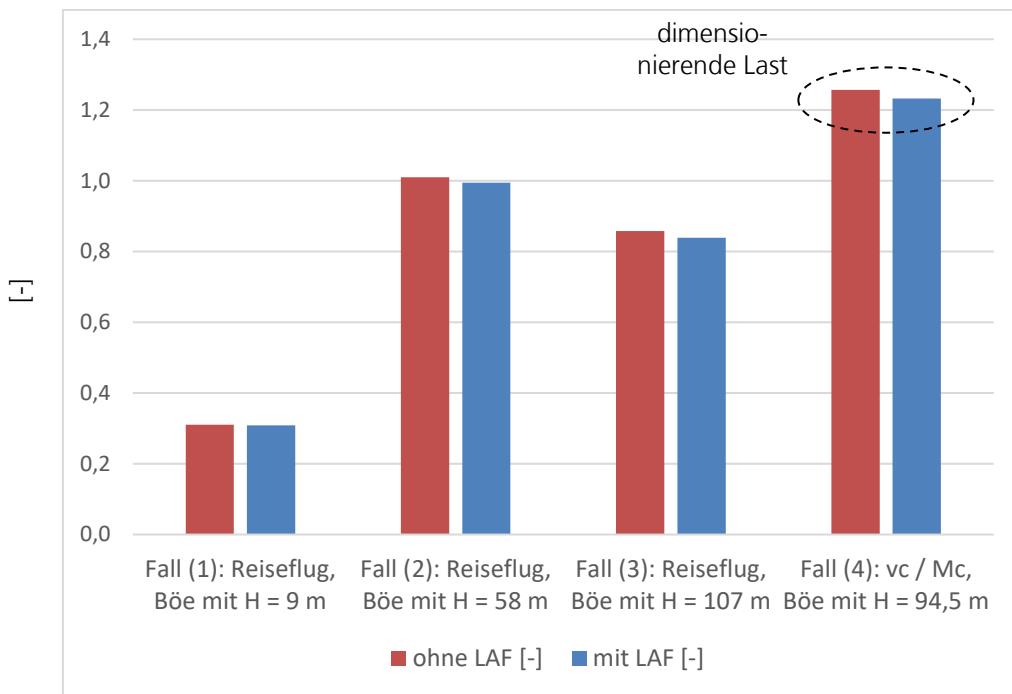


Abbildung 23: Maximale Flügelwurzel-Biegemomente, mit dem stationären Wert entsprechend  $Norm_1$  skaliert, beim Durchfliegen einer Böe laut Tabelle 1 Fall (1), (2), (3) und (4)  $v_c / M_c$

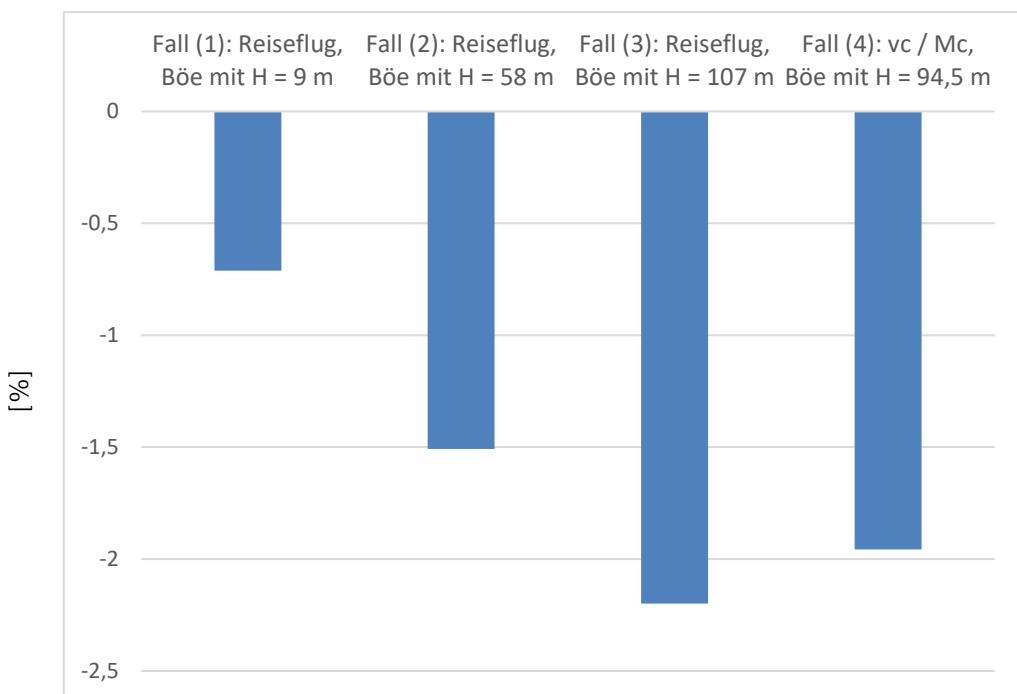


Abbildung 24: Durch aktuatorbasierte LAF erreichte relative Änderung der Flügelwurzel-Biegemoment-Amplituden beim Einflug in Böen laut Tabelle 1 Fall (1), (2), (3) und (4)  $v_c / M_c$ , vgl. Abbildung 23

Für eine kurze Böe im Reiseflug, Fall (1), beträgt die maximale Last ca. das  $P/S = Norm_1 + 1 = 1,3$ -fache des stationären Wertes. Für längere Böen im selben Flugzustand, Fälle (2) und (3), ist die maximale Last bis zu zweimal höher als im stationären Fall, wobei mit der LAF eine Verringerung der Lastamplitude von mindestens 1,5% erreicht wird, wie auch in Abbildung 24 zu sehen ist. Der direkte Vergleich zeigt nun, dass im Fall (4) bei  $v_c / M_c$  und dem Einflug in eine längere Böe (Gradient  $H = 94,5$  m) die insgesamt höchste Belastung auftritt, nämlich das 2,26-fache des stationären Wertes. Dies somit der die Flugzeugstruktur dimensionierende Fall. Mithilfe der LAF wird eine Reduktion der Lastamplitude um 2% auf das 2,23-fache des stationären Flügelwurzel-Biegemoments erreicht.

### 2.1.1.3 Teil-AP 2.1.3: Studie zur Abschätzung der Flatterproblematik

#### Aeroelastisches Flattern - Allgemeines

Flattern ist eine dynamische Instabilität eines Flugzeugs, bei der eine selbsterregte Schwingung entsteht. Es tritt in der Regel bei hohen Geschwindigkeiten bzw. Staudrücken auf und führt meist zum Versagen der Struktur, so dass es in jedem Fall vermieden werden muss. Flattern entsteht, wenn verschiedene Schwingungsmoden mit gleicher oder annähernd gleicher Frequenz schwingen und dadurch in Resonanz geraten. Es ist somit eine Instabilität des Gesamtsystems, das aus instationären d.h. zeitabhängigen aerodynamischen Effekten, der Struktur- und Aktuatordynamik sowie der zugehörigen Regelung besteht. Die Eigenfrequenzen der strukturelastischen Schwingungsmoden sind durch die Verteilung der Steifigkeit, Masse und Dämpfung der (Flügel-) Struktur bedingt und werden abhängig von der Fluggeschwindigkeit unterschiedlich stark angeregt. Flattern kann somit durch konstruktive Maßnahmen, sog. Aeroelastic Tailoring, der Flügel vermieden werden. Grundsätzlich jedoch tritt jenseits einer Grenzgeschwindigkeit immer Flattern auf, so dass diese den Rand des sicheren Flugbereichs bestimmt. Die Grenzen des sicheren Flugbereichs sind dabei mit einer Marge von 15% festzulegen, d.h. dass für Geschwindigkeiten bzw. Machzahlen, die die Flugbereichsgrenzen um bis zu 15% überschreiten, noch kein Flattern auftritt (CS § 25.629, AMC 25.629) [15].

Aeroelastisches Flattern, dessen Vorhersage und Vermeidung sowie die entsprechende konstruktive Auslegung von Flugzeugen sind Gegenstand zahlreicher Veröffentlichungen. Dillinger et al. [27] sowie Tian et al. [28] beschreiben das Aeroelastic Tailoring von Flügelstrukturen aus Faserverbundwerkstoffen, bei denen die Steifigkeitsverteilung unter diversen Randbedingungen (statische Verformung, Festigkeit, Beulen) so optimiert wird, dass ein möglichst geringes Gewicht und hohe Grenzgeschwindigkeit erreicht werden.

#### Vorgehen bei Flatteranalysen

Zur Vorhersage bzw. Analyse von Flattern muss zunächst ein aeroelastisches Modell entwickelt werden, in dem die Struktur- und Aerodynamik sowie die Starrkörperbewegung des betreffenden Flugzeugs gekoppelt sind. Ein strukturdynamisches Modell wird üblicherweise aus einem Finite-Elemente-Modell der Flugzeug- bzw. Flügelkonstruktion abgeleitet und durch Ordnungsreduktion zu einer für die Untersuchung von Flattern geeigneten Größe kondensiert. Eine geeignete Modellierung der Aerodynamik inklusive der instationären Effekte, die für das Auftreten von Flattern entscheidend sind, wird mithilfe der auf der Potentialtheorie basierenden Doublet-Lattice-Methode durchgeführt. Wüstenhagen et al. beschreiben in [29] den Aufbau eines entsprechenden aeroelastischen Modells für das FLEXOP-Demonstrator-Flugzeug. Anschließend wird das aeroelastische Gesamtmodell für verschiedene Fluggeschwindigkeiten linearisiert und somit in verschiedene Zustandsraummodelle überführt. Deren Systemmatrizen werden ausgewertet, um die jeweiligen Eigenwerte und -vektoren zu erhalten, die die Frequenz, Dämpfung und Form der aeroelastischen Schwingungen beschreiben. Dabei sind stabile d.h. abklingende Schwingungen durch Eigenwerte mit negativem Realteil und instabile Schwingungen d.h. Flattern durch Eigenwerte mit positivem Realteil gekennzeichnet. Ein entsprechendes Vorgehen und die für Flatteranalysen übliche Darstellung der Eigenwerte, bei denen die Dämpfung und Frequenz

abhängig von der Fluggeschwindigkeit abgebildet werden, ist beispielhaft von Suh und Mavris in [30] beschrieben.

#### *Untersuchung der aktuatorbasierten Strukturlastabminderung hinsichtlich Flattern*

##### *Vorgehensweise*

Das beschriebene Vorgehen bei Flatteranalysen wurde auf das Regelungskonzept der aktuatorbasierten Strukturlastabminderung angewendet. Dabei wurde überprüft, dass durch den Übergang von einer konventionellen, flatterfreien Positionsregelung der Querruder zu der entwickelten aktuatorbasierten Strukturlastabminderung kein Flattern auftritt. Dabei handelt es sich um eine passive Lastabminderungsfunktion, die durch eine in die Aktuatorregelung eingebrachte Nachgiebigkeit erreicht wird, jedoch nicht um eine aktive Lastabminderung oder Flatterunterdrückung, wie sie z.B. im FLEXOP-Projekt entwickelt und getestet wurde, siehe Luspay et al. [31].

Als Grundlage für die Flatteranalyse dient das in Kapitel 2.1.1.2 beschriebene Gesamtmodell aus Flug- und Aktuatordynamik eines generischen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugs. Das Gesamtmodell enthält die relevanten aeroelastischen Effekte sowie je ein EMA-Modell inklusive der entwickelten Regelung mit Lastabminderungsfunktion für das linke und das rechte Querruder. Wie beschrieben, wurde es bereits für Simulationen der Gesamtsystemdynamik zur Beurteilung der Wirksamkeit der aktuatorbasierten Lastabminderung genutzt. Für die Flatteranalyse wurde das Gesamtmodell mithilfe von allgemein verfügbaren Software-Funktionen für verschiedene Fluggeschwindigkeiten linearisiert, die zugehörigen Eigenwerte berechnet und ausgewertet. Um den Einfluß der EMA-Regelung mit Lastabminderungsfunktion auf Flattern herauszuarbeiten, wurde die Lage der Eigenwerte (bzw. Pole) des linearisierten Gesamtmodells mit

- a) festen vorgegebenen Positionen der Querruder und
  - b) Regelung der Querruder-Aktuatoren mit Lastabminderungsfunktion
- miteinander verglichen.

##### *Flugzeug-Gesamtdynamik ohne Lastabminderungsfunktion*

Es wurde zunächst die Flugzeug-Gesamtdynamik ohne Lastabminderungsfunktion d.h. mit fest vorgegebenen Positionen der Querruder untersucht. Dafür wurde das aeroelastische Flugzeug-Gesamtmodell für 30 verschiedene Flughöhen bei der Design-Machzahl  $M_c$  getrimmt und anschließend wie im letzten Teilabschnitt beschrieben ausgewertet. Der erste Fall bei einer Flughöhe  $h = 9500$  m und der Design-Fluggeschwindigkeit  $v_c = 260$  m/s liegt am Rand der Flugbereichsgrenzen. Für die weiteren Fälle wurde die Flughöhe reduziert, so dass dies bei konstant gehaltener Machzahl  $M_c$  Fluggeschwindigkeiten von bis zu 309 m/s entspricht.

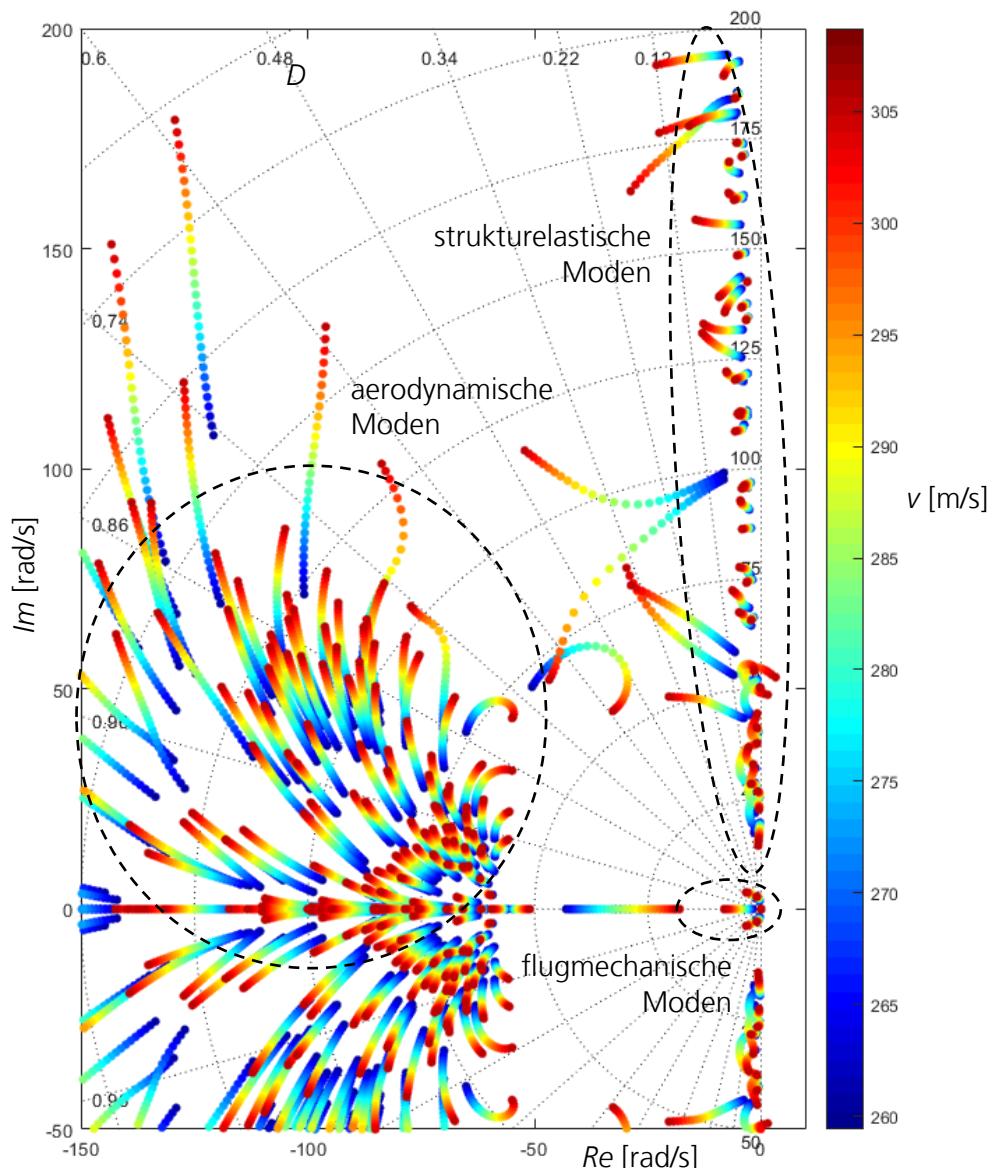


Abbildung 25: Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten  $v$

Abbildung 25 zeigt die Lage der Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten  $v$ . Insgesamt mehr als 1000 Pole wurden ermittelt, von denen ein wesentlicher Ausschnitt in der Abbildung dargestellt ist. Wie zu erkennen ist, verschiebt sich die Lage der Pole, da sich die Dämpfung und Frequenz der zugehörigen Schwingungsmoden abhängig von der Geschwindigkeit ändern und diese somit unterschiedlich stark angeregt werden.

Zu jeder Schwingungsmodus gehören zwei konjugiert-komplexe Pole mit gleichem Realteil, die somit symmetrisch zur reellen Achse  $Re$  liegen. Aus diesem Grund ist in Abbildung 25 ein kleinerer Teil des negativen Bereichs der imaginären Achse  $Im$  gezeigt.

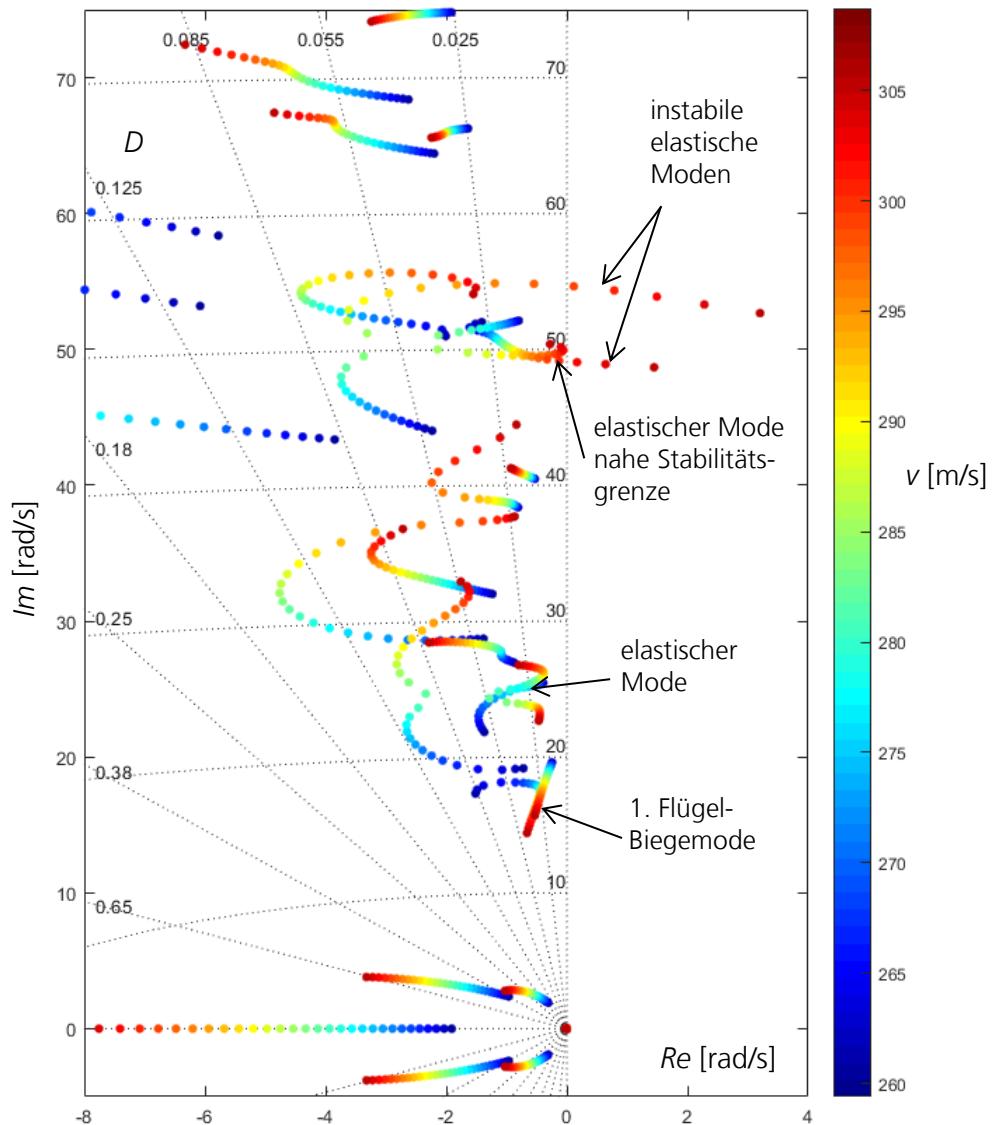


Abbildung 26: Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik (vgl. Abbildung 25) bei verschiedenen Geschwindigkeiten  $v$ , Ansicht auf strukturelastische Schwingungsmoden

Die für verschiedene Schwingungsmoden charakteristischen Lagen der Pole sind in Abbildung 25 markiert. Mit den flugmechanischen Moden ist die Starrkörperbewegung des Flugzeugs gekennzeichnet, so z.B. die Phygoide (eine Bahnschwingung der Längsbewegung), die Anstellwinkelschwingung, sowie die Taumelschwingung (eine gekoppelte Roll- und Gierschwingung). Zu den aerodynamischen Moden gehören Schwingungsmoden instationärer d.h. zeitabhängiger Luftkräfte. Schließlich werden mit den strukturelastischen Moden Eigenschwingungen der Flugzeugstruktur d.h. Flügel und Rumpf bezeichnet. Charakteristisch für die strukturelastischen Moden ist eine Dämpfung  $D$  in der Größenordnung von 0,01.

Abbildung 26 zeigt einen vergrößerten Ausschnitt von Abbildung 25, der auf die strukturelastischen Schwingungsmoden abstellt. An der vergrößerten Darstellung wird deutlich, dass bei sehr hoher Geschwindigkeit

außerhalb der Flugbereichsgrenzen die Pole zweier strukturelastischer Moden in die rechte Halbebene wandern d.h. instabil werden. Somit tritt Flattern auf.

Bei welcher Fluggeschwindigkeit die betreffenden Pole instabil werden, kann am besten mithilfe einer in der Aeroelastik üblichen Darstellung erkannt werden. Dazu sind in Abbildung 27 und Abbildung 28 die Dämpfung  $D$  und Frequenz  $f$  einiger ausgewählter strukturelastischer Moden in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit  $v$  dargestellt. Die dort gezeigten Schwingungsmoden sind zusätzlich in Abbildung 26 gekennzeichnet, um den Bezug zwischen beiden Darstellungsformen herzustellen. In Abbildung 27 ist zu erkennen, dass die Dämpfung  $D$  einer elastischen Mode bei ca. 305 m/s gegen 0 geht, der Mode somit grenzstabil wird, jedoch für noch höhere Geschwindigkeiten ansteigt und somit wieder stabil wird. Bereits bei einer etwas niedrigeren Geschwindigkeit wird die Dämpfung  $D$  einer anderen elastischen Mode zu 0 und fällt aufgrund der Instabilität für höhere Geschwindigkeiten weiter ab. Am Schnittpunkt mit der Linie für  $D = 0$  lässt sich somit ablesen, dass die Flattergeschwindigkeit bei 302,1 m/s liegt.

Anders als im hier vorliegenden Fall, bei dem sich die Instabilität an einer negativ werdenden Dämpfung zeigt, kann die Instabilität auch durch eine gegen 0 strebende Frequenz bei positiver Dämpfung gekennzeichnet sein. Ein solcher Fall,  $f \rightarrow 0$ , wird als Divergenz einer Schwingungsmoden bezeichnet.

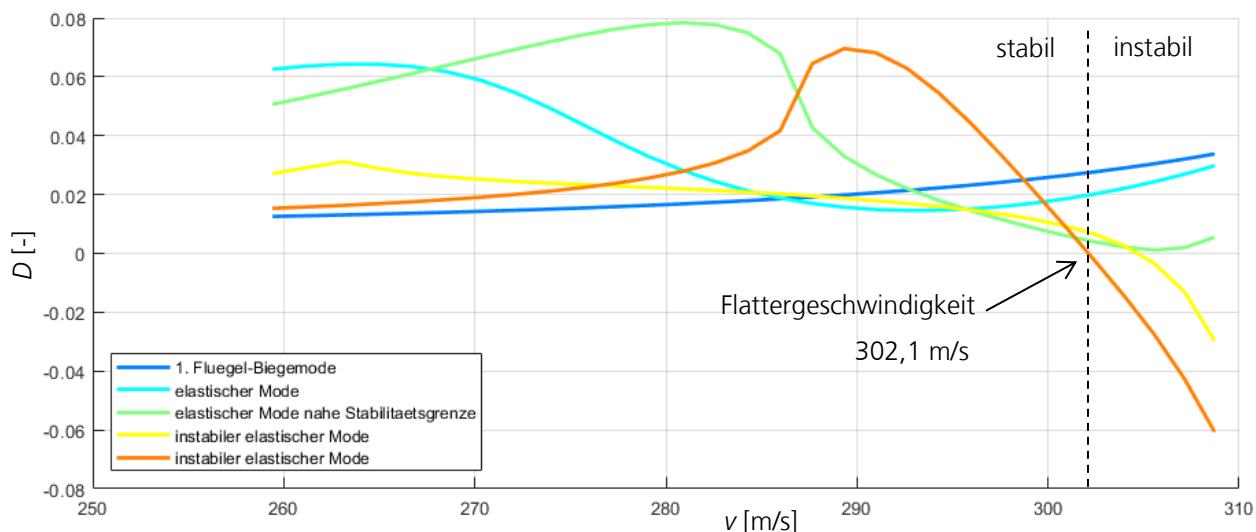
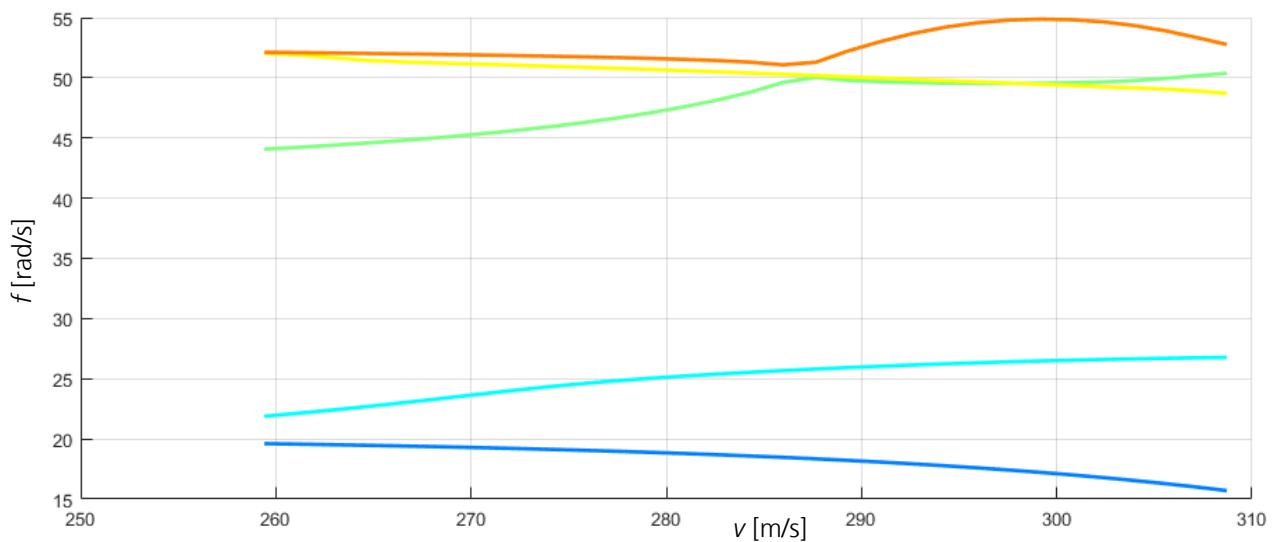
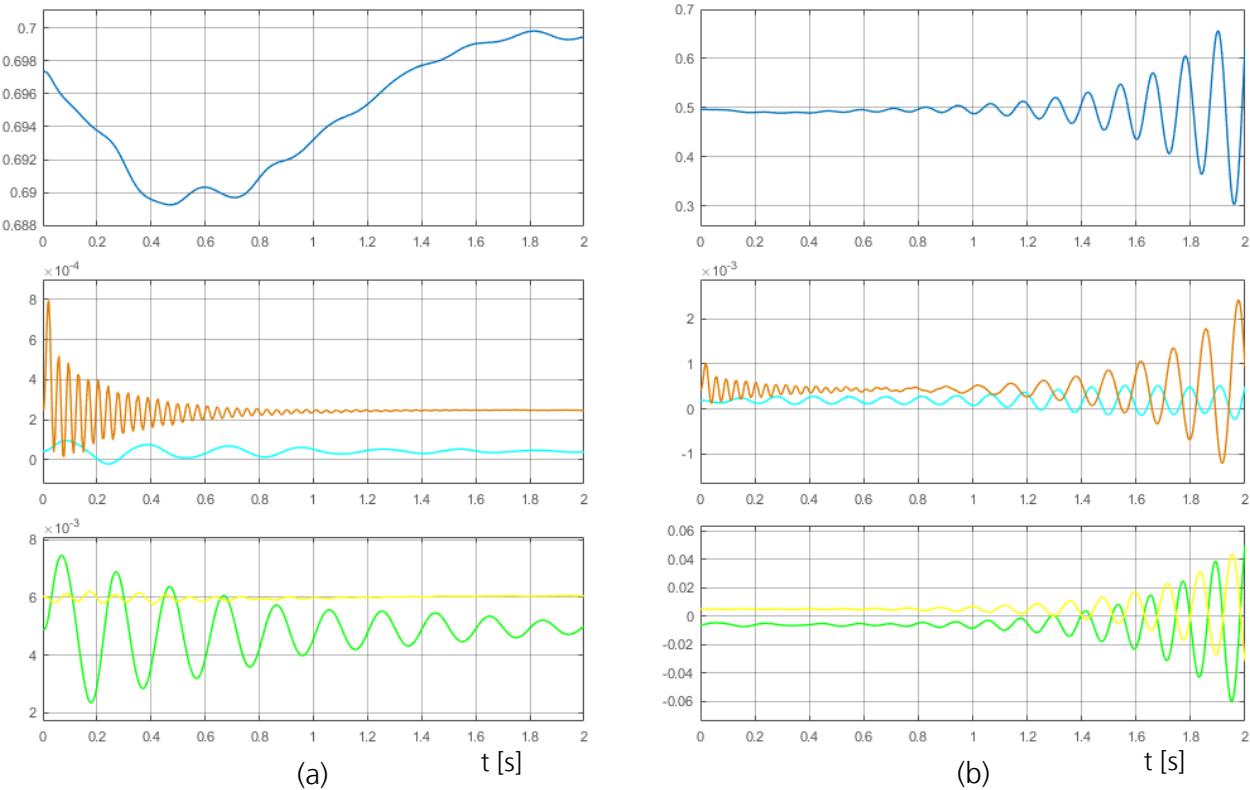


Abbildung 27:  $v$  -  $D$  Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden (vgl. Abbildung 26 und Abbildung 28)

Abbildung 28:  $v$  -  $f$  Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden (vgl. Abbildung 26 und Abbildung 27)Abbildung 29: Zeitverläufe der Auslenkungen  $X_f$  einiger strukturelastischer Moden bei  $v = 260 \text{ m/s}$  (a) und  $v = 309 \text{ m/s}$  (b)

Zur weiteren Veranschaulichung sind in Abbildung 29 die simulierten Zeitverläufe der Auslenkungen  $X_f$  einiger strukturelastischer Moden in sog. generalisierten Koordinaten gezeigt. In Abbildung 29 (a) für die Geschwindigkeit  $v = 260 \text{ m/s}$  ist zu erkennen, dass die Auslenkungen der verschiedenen Modes, die sich in Frequenz und Dämpfung unterscheiden, abklingen. Abbildung 29 (b) zeigt für die Geschwindigkeit  $v = 309 \text{ m/s}$  nach kurzem anfänglichem Abklingen der Auslenkungen die einsetzende Instabilität. Dabei schwingen alle Moden mit der Frequenz von ca. 8,5 Hz der instabil gewordenen Mode.

### Flugzeug-Gesamtsystemdynamik mit Lastabminderungsfunktion

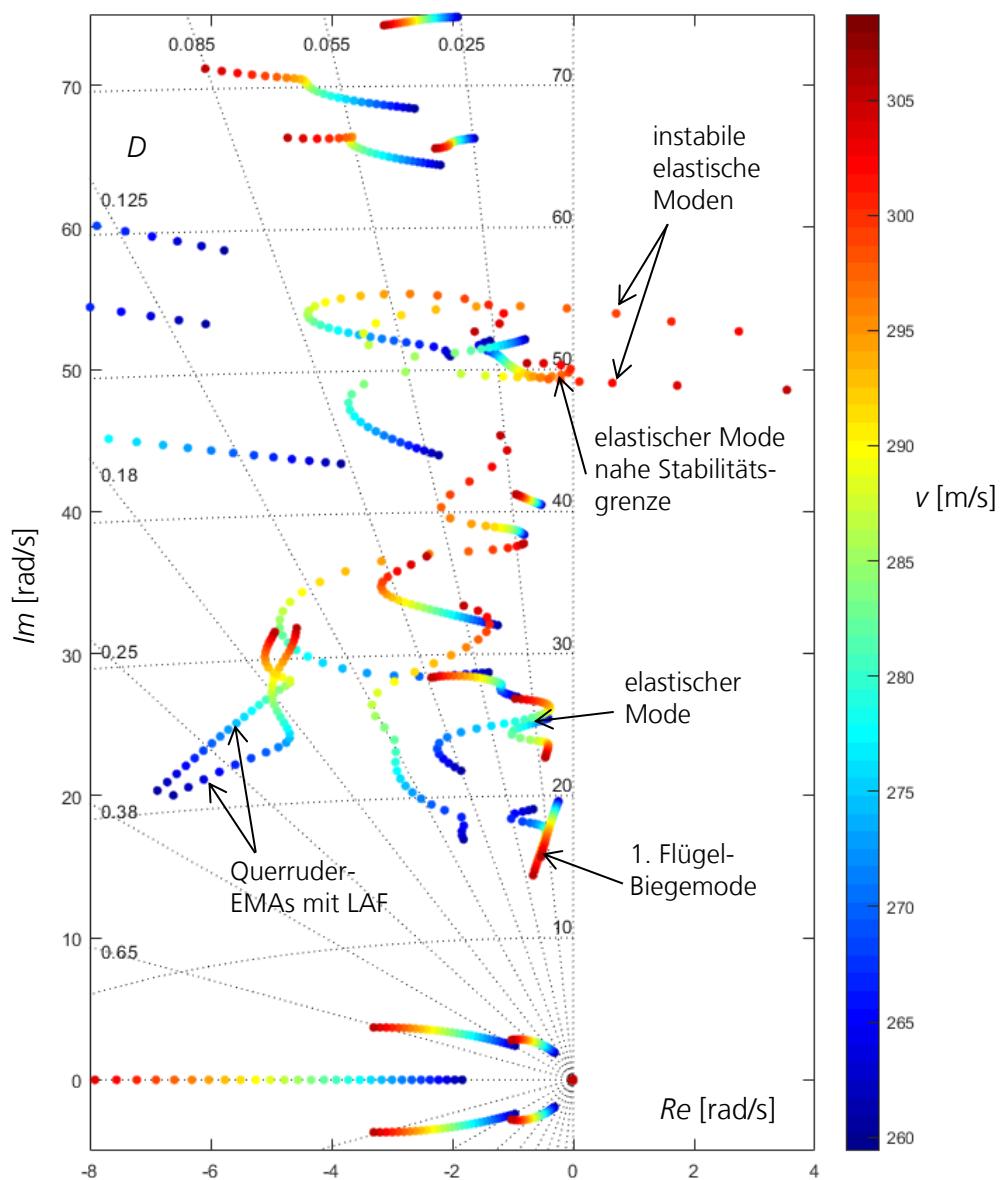


Abbildung 30: Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik inklusive der Querruder-EMAs mit Regelung und Lastabminderungsfunktion bei verschiedenen Geschwindigkeiten  $v$ , Ansicht auf strukturelastische Schwingungsmoden (vgl. Abbildung 26)

Im nächsten Schritt wurde das um die Querruder-EMA-Modelle und die zugehörige Regelung mit Lastabminderungsfunktion erweiterte, somit aeroservoelastische Flugzeug-Gesamtmodell ausgewertet. Dies wurde für dieselbe Machzahl  $M_c$ , dieselben Flughöhen  $h$  und Geschwindigkeiten  $v$  wie für das aeroelastische Flugzeug-Gesamtmodell ohne EMAs und Regelung durchgeführt. Das Ergebnis, d.h. die Pole der Gesamtsystemdynamik bei verschiedenen Geschwindigkeiten  $v$ , ist in Abbildung 30 dargestellt.

Der direkte Vergleich von Abbildung 30 mit Abbildung 26 zeigt, dass die Lage bzw. Verschiebung der Pole der strukturelastischen Schwingungsmoden durch die Lastabminderungsfunktion nur geringfügig verändert wird. Die Pole der geregelten EMAs sind in Abbildung 30 zusätzlich markiert. Die zugehörigen Frequenzen liegen im Bereich strukturelastischer Moden. Die Dämpfungen der geregelten EMAs sind jedoch höher, so dass keine Kopplung zwischen den EMA- und strukturelastischen Moden stattfindet. Bei sehr hoher Fluggeschwindigkeit setzt auch hier wieder Flattern ein, was durch die Instabilität zweier Schwingungsmoden angezeigt wird.

Die Flattergeschwindigkeit, d.h. der Schnittpunkt des zuerst instabil werdenden Schwingungsmodes mit der Linie für  $D = 0$ , liegt hier bei 301,0 m/s. Im direkten Vergleich von Abbildung 31 mit Abbildung 27 (Flattergeschwindigkeit = 302,1 m/s) zeigt sich somit durch die EMA-Regelung mit Lastabminderungsfunktion eine geringfügige Reduktion der Flattergeschwindigkeit um 1,1 m/s. Da dies weit außerhalb der Flugbereichsgrenzen geschieht, wird die mithilfe der Lastabminderungsfunktion ermöglichte Reduktion des maximalen Flügelwurzelbiegemoments um 2,0%, wie in Teilabschnitt 2.1.1.2 beschrieben, somit nicht neutralisiert.

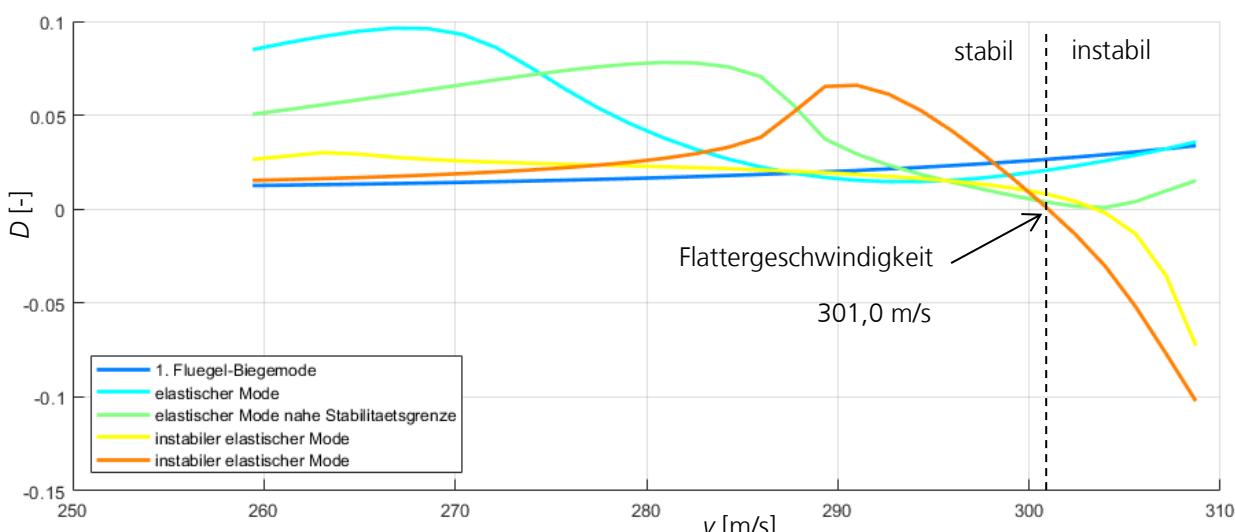


Abbildung 31:  $v$  -  $D$  Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden der Gesamtsystemdynamik mit EMAs und Lastabminderungsfunktion (vgl. Abbildung 30 und Abbildung 27)

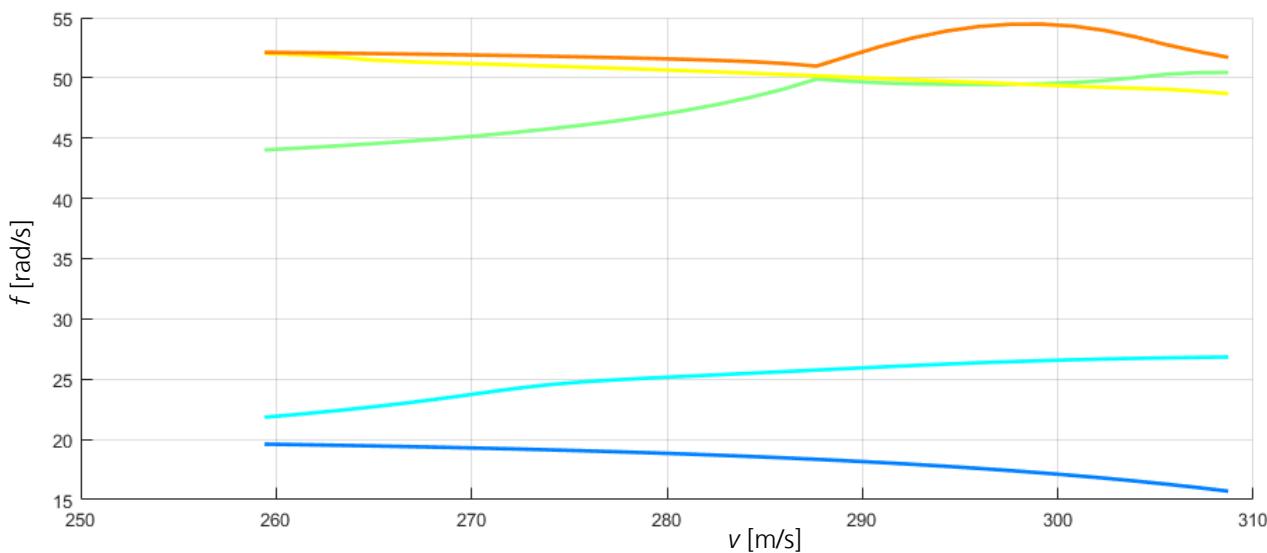


Abbildung 32:  $v$  -  $f$  Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden der Gesamtsystemdynamik mit EMAs und Lastabminderungsfunktion (vgl. Abbildung 30 und Abbildung 28)

#### 2.1.1.4 Erprobung der aktuatorbasierten Strukturlastabminderung

Zur Erprobung der entwickelten EMA-Regelung, mit der eine aktuatorbasierte Strukturlastabminderung erzielt wird, wurde beim DLR der sog. FoFLab-Prüfstand (Force-based Flight Control Laboratory) aus Eigenmitteln geplant und aufgebaut. Die Montage und vollständige Inbetriebnahme konnten innerhalb der Laufzeit des LLARA Projekts bis zum 31.12.2022 wegen Verzögerungen, die u.a. durch die Corona-Pandemie und weltweit gestörte Lieferketten verursacht wurden, nicht abgeschlossen werden. Der Meilenstein MS 2.1.4 ist somit nicht erreicht.

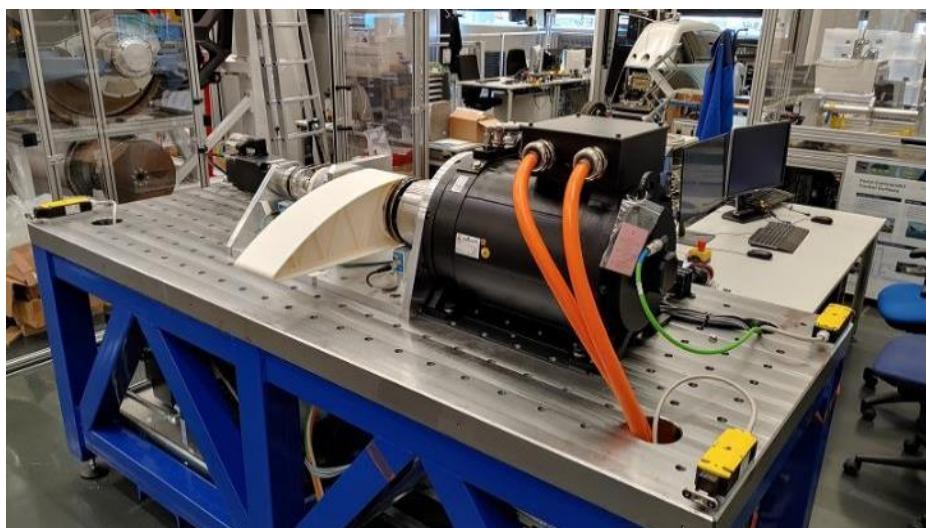


Abbildung 33: FoFLab-Prüfstand

Jedoch wird weiter an der Inbetriebnahme des FoFLab-Prüfstands gearbeitet, um vor der Erprobung von im LuFo VI-1 MODULAR Projekt entwickelten EMA-Regelalgorithmen zunächst die im LLARA-Projekt entwickelte aktuatorbasierte Strukturlastabminderung erproben zu können. Dieses Vorgehen ist auch deswegen sinnvoll, weil die in MODULAR entwickelten EMA-Regelungskonzepte auf denen aus LLARA aufbauen.

Der aktuelle Stand der Inbetriebnahme des Prüfstands ist nachfolgend gezeigt und beschrieben.

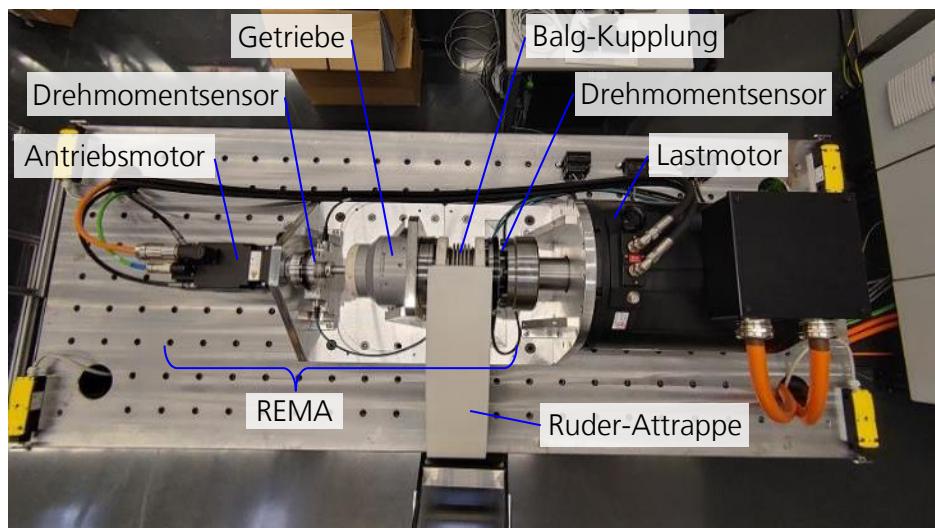
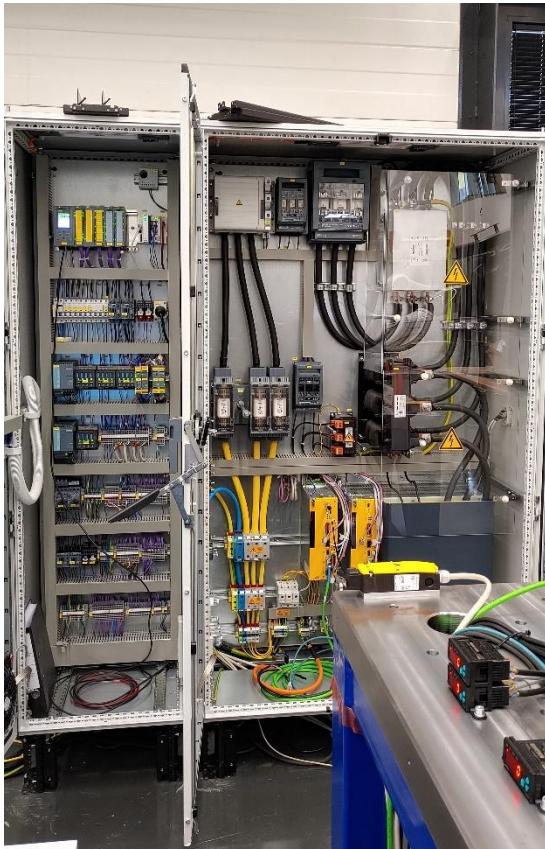


Abbildung 34: Versuchsaufbau des FoFLab-Prüfstands

Abbildung 33 und Abbildung 34 zeigen den Versuchsaufbau des FoFLab-Prüfstands, der fertiggestellt und betriebsbereit ist. In Abbildung 34 sind die Komponenten des Versuchsaufbaus gekennzeichnet, der im Wesentlichen aus einem rotatorischen Elektro-Mechanischen Aktuator (REMA) sowie einem Lastmotor besteht. Die montierten Geräte – Motoren, Getriebe, Sensoren – sind am Markt verfügbare, hochwertige Antriebstechnik-Komponenten mit geringer Trägheit und hoher Dynamik, die u.a. in der Automatisierungstechnik (z.B. für Werkzeug-, Verpackungs-, Textil- und Kunststoffmaschinen) und Robotik eingesetzt werden.

Die zu den Motoren gehörende Leistungselektronik (Frequenzumrichter) sowie Steuer- und Überwachungsgeräte, die nicht am mechanischen Versuchsaufbau angebracht werden können, wurden in einen Schaltschrank eingebaut und verkabelt, wie in Abbildung 35 gezeigt ist. Der Schaltschrank ist ebenfalls betriebsbereit.



(a)



(b)

Abbildung 35: Schaltschrank mit Steuer- und Überwachungsgeräten (links in (a)), sowie Leistungselektronik und Anschluß an das Drehstromnetz (b)

Derzeit wird die Kommunikation über einen EtherCAT-Feldbus zwischen einem Echtzeit-Rechner, auf dem der zu erprobende EMA-Regler ausgeführt wird, sowie den Frequenzumrichtern und Sensoren des Prüfstands eingerichtet. Über diesen Feldbus wird der EMA-Regler die Motorströme vorgeben und Positions- und Drehmomentsignale zurückbekommen, wie auch im Regelungskonzept in Abbildung 6 zu erkennen ist.

### 2.1.1.5 Zusammenfassung AP 2.1 Aktuatorbasierte Strukturlastabminderung

In AP 2.1 des LLARA Projekts wurde eine aktuatorbasierte Strukturlastabminderungsfunktion für die Querruder-EMAs eines künftigen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugs entwickelt und untersucht. Diesem Konzept liegt die Idee zugrunde, dass für EMAs die Steifigkeit bzw. Nachgiebigkeit des Positionsregelkreises moduliert und auf diese Weise böeninduzierte Strukturlasten abgemindert werden können, ohne dass dafür, wie es bei im Einsatz befindlichen Böenlastabminderungssystemen Stand der Technik ist, aktiv Querruderausschläge kommandiert werden müssen. Eine solche lokale, aktuatorbasierte Lastabminderung kann reaktionsschneller arbeiten und dabei trotzdem kostengünstiger sein als ein globales aktives Lastabminderungssystem.

Zunächst wurde mit der Entwicklung eines geeignet erscheinenden Regelungskonzepts und dessen Implementierung zusammen mit einem physikalischen Querruder-EMA-Modell begonnen. Aufgrund einer ersten Simulationsstudie, in der das Verhalten bei Positionskommandos und bei Böeneinflügen untersucht wurde, wurde das Regelungskonzept überarbeitet, um die Positioniergenauigkeit und Robustheit im Anbetracht der stark veränderlichen Reibung von EMAs zu optimieren.

Anschließend wurde das physikalische Querruder-EMA-Modell mit der durch die optimierte Regelung umgesetzten Strukturlastabminderungsfunktion in das aeroelastische Simulationsmodell eines generischen Kurz- bis Mittelstreckenflugzeugs integriert. Mithilfe des so aufgebauten Gesamtmodells wurden Einflüge in Böen für verschiedene Flugzustände simuliert und die Lastverläufe in der Flügelstruktur sowie am Querruder ausgewertet. Dabei zeigte sich, dass für den dimensionierenden Flugzustand bei der sog. Design-Fluggeschwindigkeit  $v_c$  und -Machzahl  $M_c$  durch die Lastabminderungsfunktion die von der Böe verursachte Amplitude des Biegemoments an der Flügelwurzel um 2,0% reduziert werden kann.

Zur Untersuchung der aeroservoelastischen Stabilität wurde eine weitere Auswertung des Gesamtmodells durchgeführt, bei der die Pole der Gesamtsystemdynamik für verschiedene, hohe Fluggeschwindigkeiten berechnet wurden. Es zeigte sich, dass sowohl ohne als auch mit Lastabminderungsfunktion das Flugzeug bei sehr hoher Geschwindigkeit zu flattern beginnt. Der Beginn dieser Instabilität wird nicht wesentlich verändert: Ohne Lastabminderungsfunktion liegt die Flatter-Grenzgeschwindigkeit bei 302,1 m/s, mit Lastabminderungsfunktion bei 301,0 m/s. Da diese Geschwindigkeiten weit außerhalb der Flugbereichsgrenzen sind und weiterhin genügend Sicherheitsmarge gegeben ist, wird somit die Reduktion des maximalen Flügelwurzelbiegemoents um 2,0% nicht neutralisiert.

Bis auf die Erprobung der entwickelten Querruder-EMA-Regelung, mit der eine aktuatorbasierte Strukturlastabminderung erreicht wird, konnten alle Ziele und Meilensteine von AP 2.1 innerhalb der Laufzeit des LLARA Projekts abgeschlossen werden. Wie beschrieben, wird die Erprobung noch durchgeführt werden, da das im derzeit laufenden LuFo VI-1 MODULAR Projekt entwickelte und ebenfalls am FoFLab-Prüfstand zu erprobende Regelungskonzept auf den Ergebnissen des LLARA Projekts aufbaut.

## 2.1.2. AP 2.2 Fehlertolerante und sensorminimale Regelung

### 2.1.2.1 Teil-AP 2.2.1: Gesamtkonzept erstellen

Elektromechanische Aktuatoren haben in der primären Flugsteuerung ein großes Potential, hydraulische Stellsysteme abzulösen und damit einen Beitrag zum More Electric Aircraft zu leisten. Eine Herausforderung ist dabei eine hohe Zuverlässigkeit auf Systemebene sowie eine gestiegene Hardware-Komplexität auf Aktuatorebene. Das AP adressiert diese Herausforderung durch eine fehlertolerante und sensorminimale Regelung. Es sollen dabei die Potentiale einer drehgeberlosen Regelung von permanentmagnet-erregten Synchronmaschinen (PMSM) genutzt und am Anwendungsfall eines linearen Querruderaktuators demonstriert werden. Durch eine zusätzliche Rotorlageschätzung soll letztlich ein Ausfall des Drehgebers kompensiert und damit die Fehlertoleranz erhöht werden, oder aber die Hardware-Komplexität durch Wegfall des Sensors mit positiven Auswirkungen u.a. auf Bauraum und Gewicht reduziert werden. Die Demonstration in Hardware soll mit einem selbst gefertigten linearen EMA-Demonstrator in einem bestehenden repräsentativen Querruderprüfstand stattfinden [32]. Das Gesamtkonzept ist im Deliverable 2.2.4 dokumentiert [33].

#### Forschungsaktuator

Der lineare Forschungsaktuator wurde entsprechend der Randbedingungen an ein CS25-Flugzeug für ein Querruder entworfen. Er wurde aus Commercial off-the-shelf Komponenten gefertigt und hat damit eine hohe Flexibilität. Der Antriebsstrang besteht aus einem PMSM, einem zweistufigen Stirnradgetriebe und einer muttergetriebenen Kugelumlaufspindel (siehe Abbildung 36).

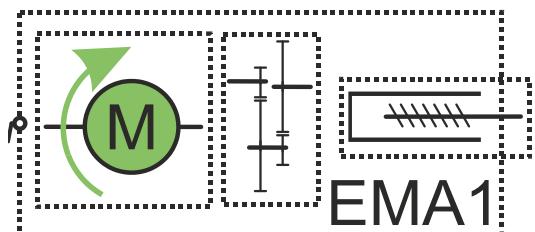


Abbildung 36: Antriebsstrang des Forschungsaktuators

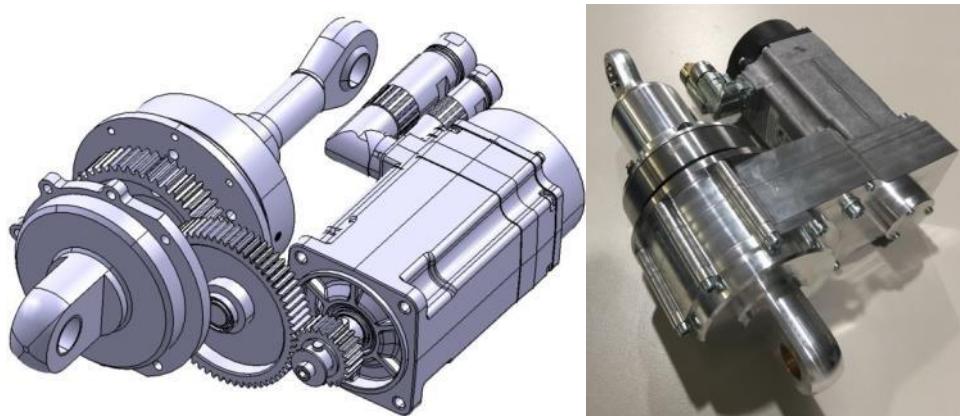


Abbildung 37: Forschungsaktuator

Die konstruktive Umsetzung ist in Abbildung 37 dargestellt. Als Motor wurde der PMSM NX420EAPR7101 von Parker ausgewählt. Die Dauermagnete sind in Flusssammleranordnung in den 10-poligen Rotor eingelassen, und der dreiphasige Stator ist als konzentrierte Einzelzahnwicklung ausgeführt. Ein integrierter Resolver auf der Motorwelle erfasst die Rotorlage.

Die Regelung soll in einer kaskadierten Positionsregelung entsprechend Abbildung 38 erfolgen. Auf unterster Ebene befindet sich die Stromregelung. Hier können Ströme in Längs- und Querachse des Rotors eingeregelt werden, wobei die Sollwertvorgabe für die Längsachse im Normalbetrieb auf 0A gesetzt wird, um Verluste zu minimieren. Dabei muss die Rotorlage durch einen Drehgeber an der Motorwelle, z.B. einen Resolver, bekannt sein.

Die Ströme der drei Motorphasen werden dabei auf dem Messboard der in Abbildung 39 gezeigten Motorkontrolleinheit gemessen. Auf einem FPGA Bord von dSPACE wird eine Pulsweitenmodulation durchgeführt, die Spannungen hochfrequent entsprechend ihrer Sollwertvorgabe in Abhängigkeit von Rotorlage und gemessener Zwischenkreisspannung auf die drei Motorphasen schaltet. Hierfür wird durch ein Treiberboard eine auf IGBTs basierende Umrichterschaltung bei einer Zwischenkreisspannung von 540VDC betrieben. Die Phasenspannungen werden dabei zusätzlich gemessen. Der Stromregelung wird ein Geschwindigkeitsregler überlagert, der ebenfalls das (differenzierte) Positionssignal des Resolvers als Rückführung nutzt. Schließlich wird eine Positionsregelung durch einen LVDT geschlossen, der die Linearverschiebung am Aktuatorausgang misst und in die Hohlwelle der Kugelumlaufspindel integriert ist. Im Falle einer parallel-redundanten Aktuierung des Querruders durch zwei baugleiche aktive EMAs wird die Positionsregelung durch eine Force Fight Regelung überlagert, die eine Synchronisierung der beiden Aktuatorbewegungen sicherstellt. Hierfür werden externe Kraftsensoren an beiden Lastpfaden verwendet.

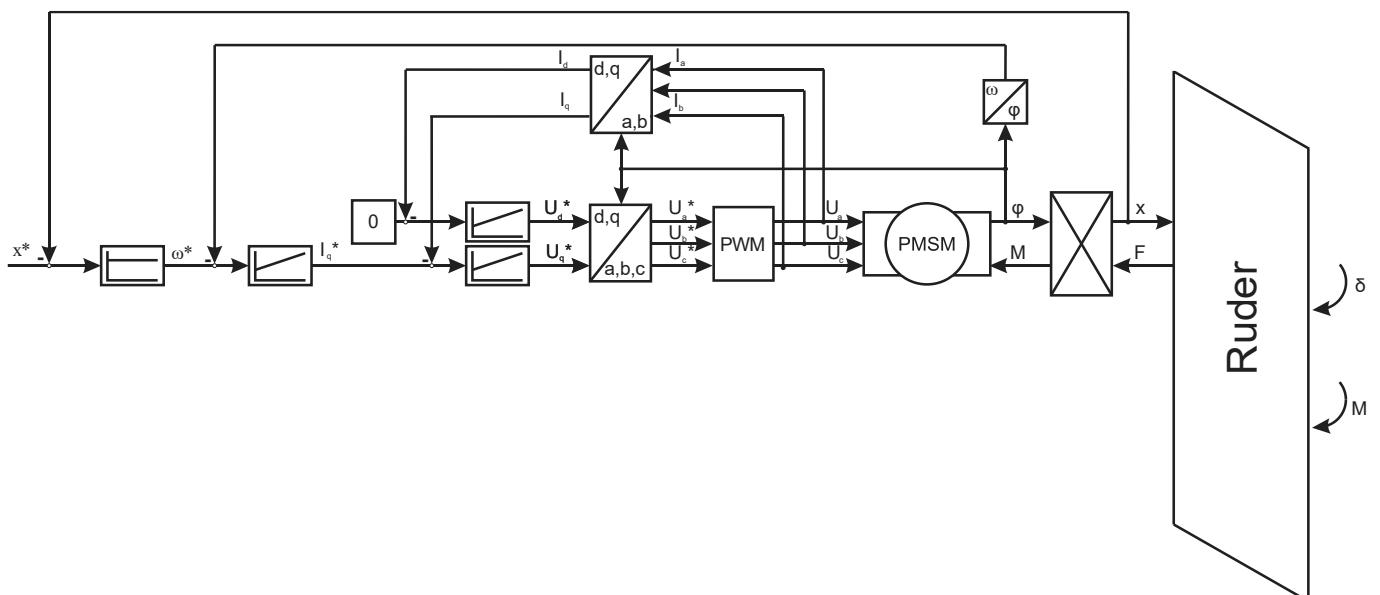


Abbildung 38: Kaskadierte Positionsregelung

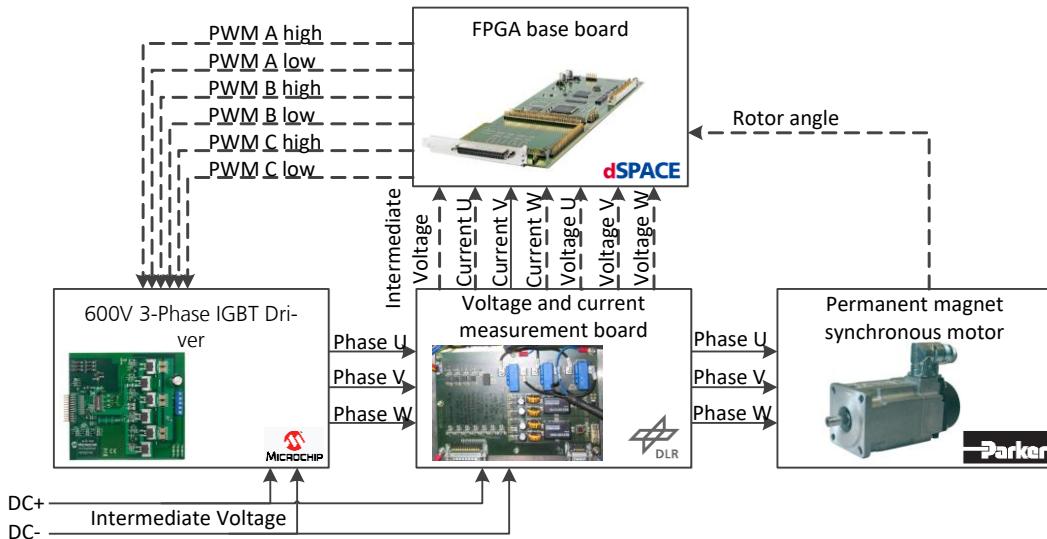


Abbildung 39: Signalfloss der Motorkontrolleinheit

### Querruderprüfstand

Der Prüfstand in Abbildung 40 wurde wie der Aktuator entsprechend den Randbedingungen eines CS25-Flugzeuges entworfen und ermöglicht Tests auf Systemebene.

Sowohl die Aktuierung mit einem Einzelaktuuator, als auch eine parallel-redundante Aktuierung werden dadurch ermöglicht. Mechanische Parameter wie Steifigkeit des Lastpfades und Trägheit der Steuerfläche, sowie die Steuerflächenkinematik wurden realitätsnah nachgebildet. Luftlasten können über Hydraulikzylinder eingebracht werden. Damit ergibt sich der in Abbildung 41 dargestellte Lastpfad. Die in diesem AP durchgeführten Tests werden im Einzelaktuator-Betrieb durchgeführt, da die Interaktion zweier redundanter Aktuatoren für die Untersuchung von drehgerlosen Regleralgorithmen unerheblich ist.

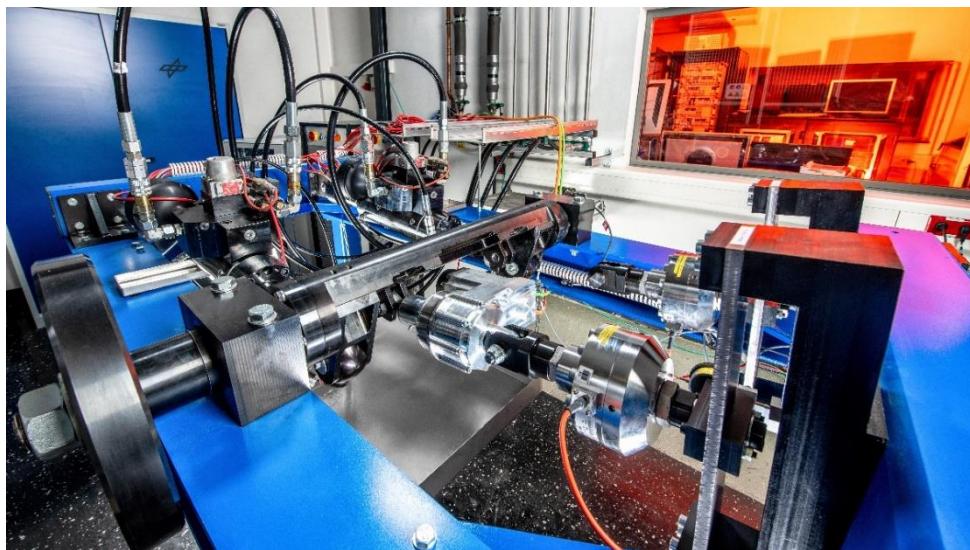


Abbildung 40: Querruderprüfstand im Einzelaktuator-Betrieb

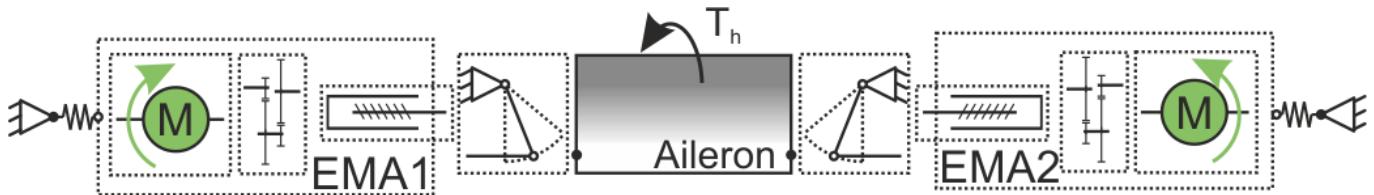


Abbildung 41: Lastpfad im Aktiv-Aktiv-Betrieb

Die Regel- und Überwachungsalgorithmen sind auf einem dSPACE Echtzeitrechnersystem implementiert und werden über eine graphische Benutzeroberfläche eines Host PC angesteuert. Netzteile generieren die Zwischenkreisspannung für die Motorkontrolleinheit des Forschungsaktuators im Electronics Rack, während die hydraulischen Aktuatoren zur Lastsimulation über ein zentrales Hydrauliknetz mit Energie versorgt werden. Der Signalfluss ist in Abbildung 42 veranschaulicht.

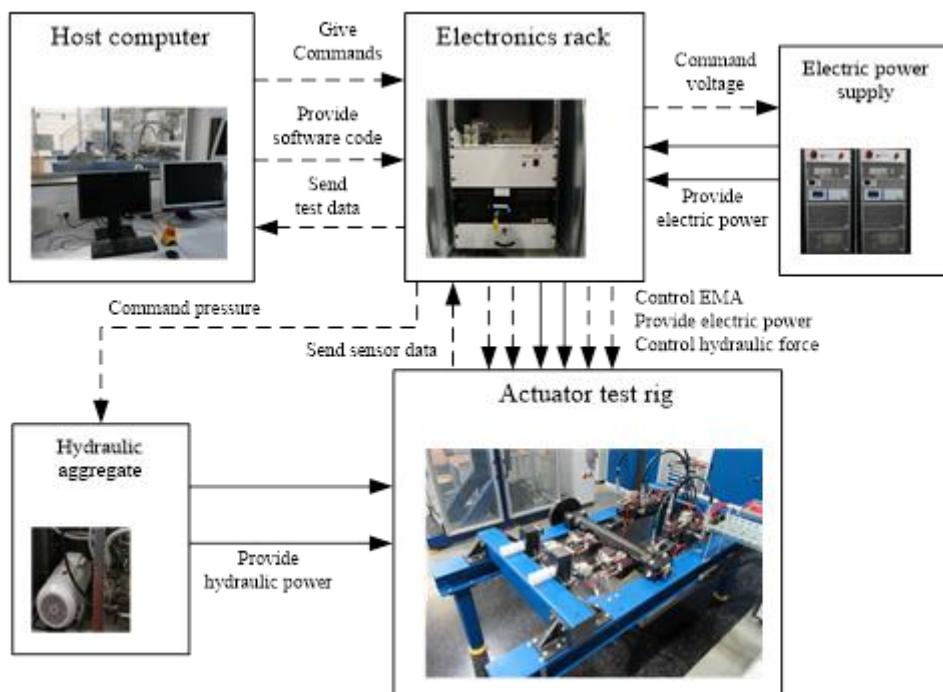


Abbildung 42: Signalflussdiagramm des Querruderprüfstandes

### Konzept der drehgeberlosen Regelung

Jede Methode der drehgeberlosen Regelung von PMSM beruht auf einer Rotorlageschätzung auf Basis gemessener Phasenströme und Spannungen entsprechend Abbildung 43. Die zugrunde liegenden Spannungen werden meist nicht gemessen. Stattdessen werden die Sollwertvorgaben als Eingang in den Rotorlageschätzer genutzt und gegebenenfalls um Fehlspannungen des Umrichters bereinigt. Die geschätzte Rotorlage wird in

der d/q- und der inversen d/q-Transformation der feldorientierten Stromregelung sowie dem Geschwindigkeitsregler genutzt.

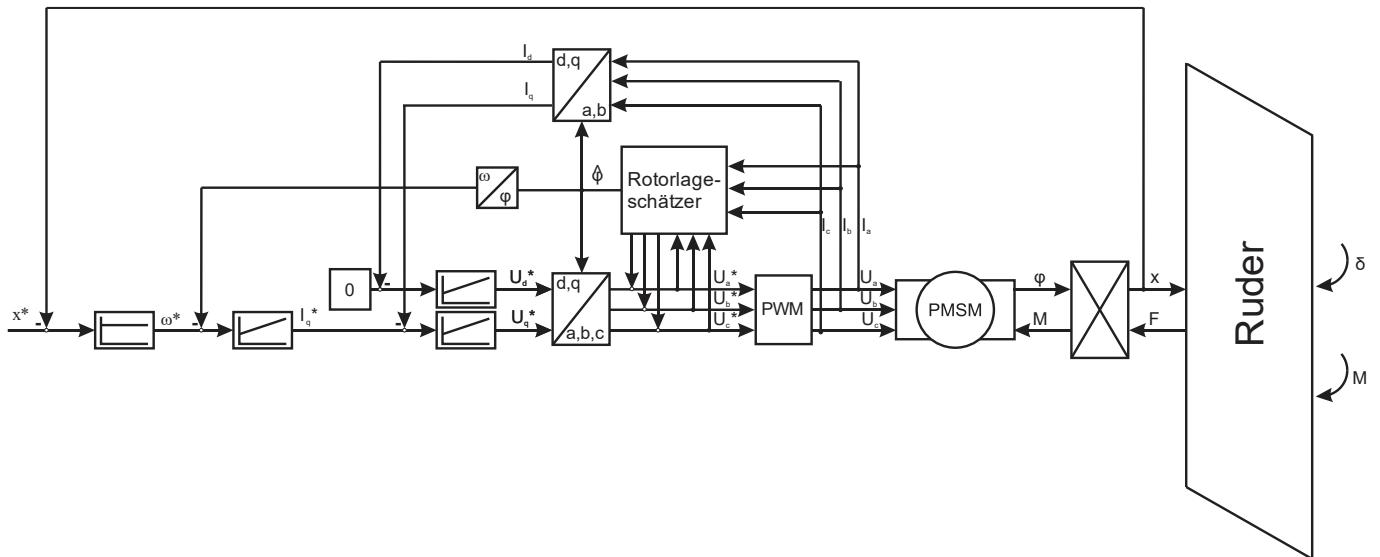


Abbildung 43: Konzept einer drehgeberlosen Positionsregelung

Die in der Literatur beschriebenen vielfältigen Methoden der Rotorlageschätzung lassen sich in grundwellenbasierte Verfahren und injektions-basierte Verfahren unterteilen. Grundwellenbasierte Verfahren nutzen die gegeninduzierte Spannung des Rotors auf die Statorspulen (Gegen elektromotorische Kraft, Gegen-EMK) als Informationsquelle, welche mit steigender Rotationsgeschwindigkeit zunimmt. Da die Beobachtbarkeit der Rotorlage allerdings im Stillstand und in der Praxis auch im Niedriggeschwindigkeitsbereich nicht mehr gegeben ist, werden hier injektions-basierte Verfahren genutzt. Charakteristische Spannungsmuster werden dabei in die Statorspulen induziert und die Stromantwort methodisch ausgewertet. Grundvoraussetzung für eine robuste Lageschätzung ist eine signifikante magnetische Anisotropie des Rotors, die eine eindeutige Unterscheidung von Längs- und Querachse zulässt. Diese Eigenschaft ergibt sich durch eine hinreichende Schenkelpoligkeit der Maschine. Nicht jedes injektions-basierte Verfahren ist dabei auch für den Hochgeschwindigkeitsbereich geeignet, sodass in der Praxis oft hybride Verfahren genutzt werden. Ein solches hybrides Verfahren wird auch in diesem AP umgesetzt. Für den Niedriggeschwindigkeitsbereich wird das alternierende Injektionsverfahren ausgewählt.

#### Grundwellenbasierte Verfahren

Grundwellenbasierte Verfahren werden seit den 70er Jahren in verschiedensten Varianten eingesetzt. Das Prinzip wird aus der Spannungs-Differentialgleichung eines PMSM im statorfesten  $\alpha$ - $\beta$ -Koordinatensystem ersichtlich. Hier wird eine exemplarische Modellierung nach [34] aufgeführt:

$$\begin{bmatrix} v_\alpha \\ v_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & \omega_{el}(L_d - L_q) \\ \omega_{el}(L_d - L_q) & R \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} i_\alpha \\ i_\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_d & 0 \\ 0 & L_d \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{i}_\alpha \\ \dot{i}_\beta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_\alpha \\ e_\beta \end{bmatrix}$$

Die Spannung  $v$  ist durch die Spannungssollwertvorgabe näherungsweise bekannt und die Ströme  $i$  jederzeit messbar. Die Motorparameter, also der elektrische Widerstand  $R$ , sowie die Induktivitäten  $L_d$  und  $L_q$  sind identifizierbar und damit ebenfalls bekannt. Der Term  $e$  beschreibt die Gegen-EMK und ist abhängig vom elektrischen Lagewinkel, wobei der Faktor  $k$  im Stillstand  $\omega_{el} = 0$  bei Maschinen ohne ausgeprägte Anisotropie ( $L_d - L_q = 0$ ) verschwindet:

$$\begin{bmatrix} e_\alpha \\ e_\beta \end{bmatrix} = k \cdot \begin{bmatrix} -\sin \varphi_{el} \\ \cos \varphi_{el} \end{bmatrix}$$

### Alternierende Injektion

In 1998 wurde erstmals ein Verfahren mit alternierender Injektion vorgeschlagen [35], welches in der Folge in verschiedenen Varianten weiterentwickelt wurde. Hierbei wird ein oszillierendes Spannungssignal in Rotorkoordinaten injiziert. Dies wird in die geschätzte Längs- oder Querachse ( $\hat{d}$  bzw.  $\hat{q}$ ) des Rotors eingeprägt:

$$\begin{bmatrix} v_{\hat{d},c} \\ v_{\hat{q},c} \end{bmatrix} = V_c \cdot \sin(\omega_c \cdot t) \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ bzw. } \begin{bmatrix} v_{\hat{d},c} \\ v_{\hat{q},c} \end{bmatrix} = V_c \cdot \sin(\omega_c \cdot t) \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

Üblicher ist dabei die Injektion in die geschätzte  $\hat{d}$ -Achse, da in der Längsachse keine ungewollte Drehmomentbildung resultiert. Nach Bandpassfilterung ist die dabei resultierende Stromantwort bei anisotropen Maschinen in Richtung der realen  $d$ -Achse verdreht:

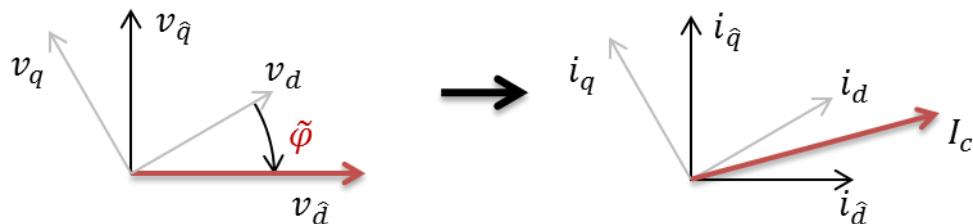


Abbildung 44: Injektionsmuster der alternierenden Injektion

Bei kleinen Winkelfehlern ergibt sich ein linearer Zusammenhang zwischen Schätzfehler  $\tilde{\varphi}$  und der Querkomponente  $I_{c\hat{q}}$  der Stromantwort:

$$I_{c\hat{q}} \approx \frac{L_q - L_d}{L_d \cdot L_q} \cdot \frac{V_c}{\omega_c} \cdot \tilde{\varphi}$$

Dieser verbleibende Schätzfehler kann in einer Regelschleife zu Null reduziert werden, sodass sich das geschätzte rotierende Achsensystem dem realen annähert. Üblicherweise wird hierfür die Struktur eines Phase Lock Loops gewählt. Das Verfahren ermöglicht durch eine unterbrechungsfreie Stromregelung eine hohe Regelgüte. Eine durch das Verfahren verursachte Drehmomentwelligkeit wird dabei durch die Injektion in die  $\hat{d}$ -

Achse minimiert. Dennoch kann das Verfahren eine Reduzierung der Reglerbandbreite erforderlich machen, da die hohen Frequenzen für das Identifikationsverfahren allokiert werden müssen.

### Fehlertoleranter Betrieb

Alternativ soll ebenfalls untersucht werden, inwieweit eine drehgeberlose Regelung die Fehlertoleranz elektromechanischer Aktuatoren erhöhen kann. Hierbei soll die analytische Redundanz zwischen der Rotorlage und des Aktuatorhubes genutzt werden.

Tabelle 2: Analytische Redundanz zwischen Positionssignalen

Sensor	Gemessene Größe	Geschätzter Aktuatorhub
LVDT	$x_{LVDT}$	$\hat{x}_{EMA1} = x_{LVDT}$
Resolver	$\varphi_{mech,Res}$	$\hat{x}_{EMA2} = \varphi_{mech,Res} \cdot \frac{p}{2 \cdot \pi \cdot i} \cdot N + x_{LVDT}(t = 0)$
Rotorlageschätzung	$\varphi_{elekt,geberlos}$	$\hat{x}_{EMA3} = \varphi_{elekt,Res} \cdot \frac{p}{2 \cdot \pi \cdot i \cdot P} \cdot N + x_{LVDT}(t = 0)$

Dabei steht  $p$  für die Gewindesteigung der Kugelumlaufspindel,  $i$  für die Übersetzung des zweistufigen Stirnradgetriebes,  $P$  für die Polpaarzahl des Motors und  $N$  für die Anzahl an vollständigen Motorumdrehungen.

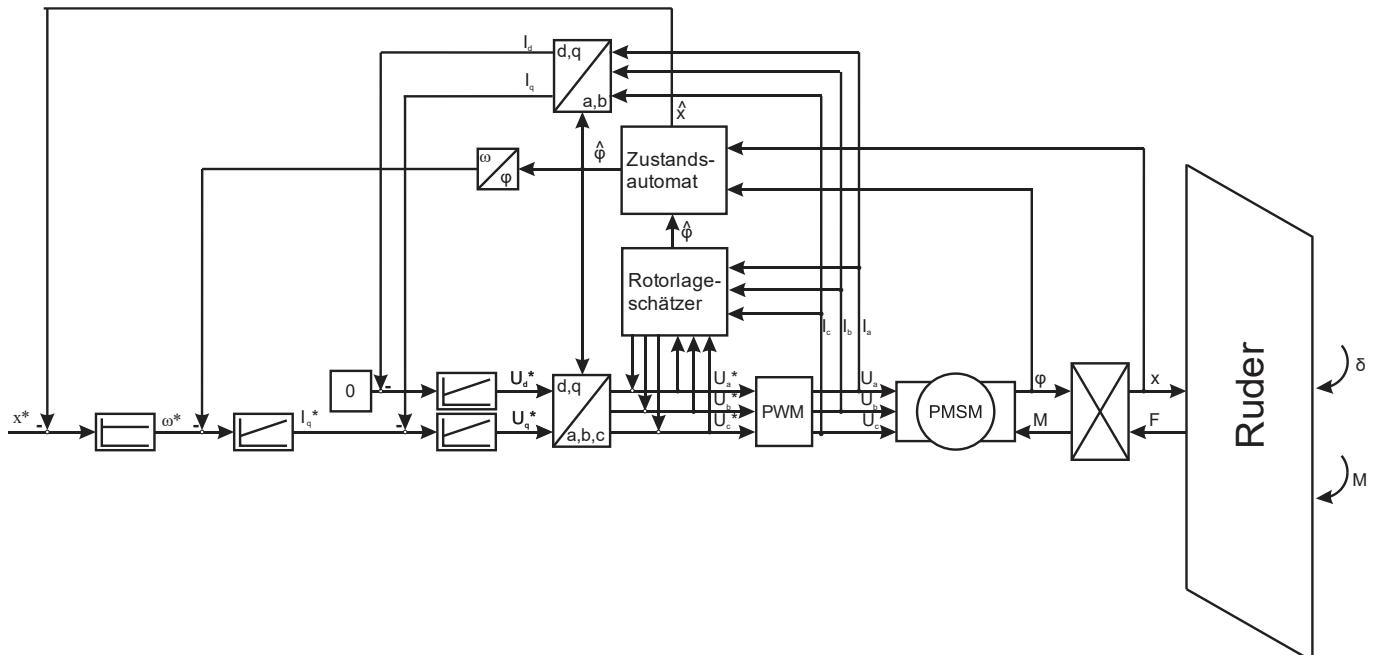


Abbildung 45: Fehlertolerante Regelung des Aktuators

Aus den drei unabhängig generierten Schätzungen des Aktuatorhubes soll eine Triplex-Überwachung der Positionssignale erfolgen, die eine eindeutige Fehlerdetektion, -isolation und Rekonfiguration des Sensorsystems

ermöglicht. Eine Fehlerdiagnose soll entsprechend Abbildung 45 eine Rekonfiguration in einem Zustandsautomaten zur Folge haben, die den sicheren Weiterbetrieb des Aktuators ermöglicht.

### 2.1.2.2 Teil-AP 2.2.2: Regler-Basiskonfiguration erstellen

Es wurde eine Basiskonfiguration implementiert und in Betrieb genommen, die dem heutigen Stand der Technik entspricht und den neu entwickelten sensorminimalen und fehlertoleranten Reglerkonzepten als Vergleichsreferenz dienen wird. In diesem Zuge wurde im Besonderen der Forschungsaktuator (Abbildung 37) mit seiner Motorsteuereinheit (Abbildung 39) in Betrieb genommen und in den Systemprüfstand integriert.

Die detaillierte Architektur des Aktuatorregler wurde entsprechend Abbildung 46 und parametrisiert. Die Steuerfläche wird durch den Permanentmagnet-erregten Synchronmotor über ein Reduziergetriebe und eine Hebelkinematik betätigt. Ein Soll-Stellkommando  $x^*$  wird durch eine Kaskadenregelung, bestehend aus P-Positionenregler, PI-Geschwindigkeitsregler, sowie PI-Stromregler in d- und q-Achse umgesetzt. Als Referenzsensoren dienen ein LVDT am Abtrieb, ein Resolver, sowie Stromsensoren in den Motorphasen. Optional kann auch ein Steuerflächenausschlag  $\delta^*$  bis +/-25° kommandiert werden, welcher unter Kenntnis der Geometrie der Hebelkinematik in einen Aktuatorhub umgerechnet wird.

Die Zustandsgrößen Position, Geschwindigkeit, Strom und Spannung sind durch Sättigungsblöcke in ihrer Amplitude limitiert. Im Sättigungszustand wird eine Aufladung der Integratoren der PI-Regler durch eine Proportionalrückführung des Sättigungswertes (Anti-Windup) verhindert. Es sind zudem Totzonen der Regelabweichungen vorgesehen, um Grenzzyklen, wie Stick-Slip zu verhindern.

Der Strom in der nicht zur Drehmomentenbildung beitragenden d-Achse wird zu 0 geregelt. Transformationen zwischen dem rotorfesten dq- und dem statorfesten abc-Koordinatensystem werden mittels der vom Resolver gemessenen Rotorlage durchgeführt. Eine Pulsweitenmodulation (PWM) der kommandierten Phasenspannungen findet auf einem FPGA statt, welche diese in Schaltsignale einer Leistungselektronik übersetzt.

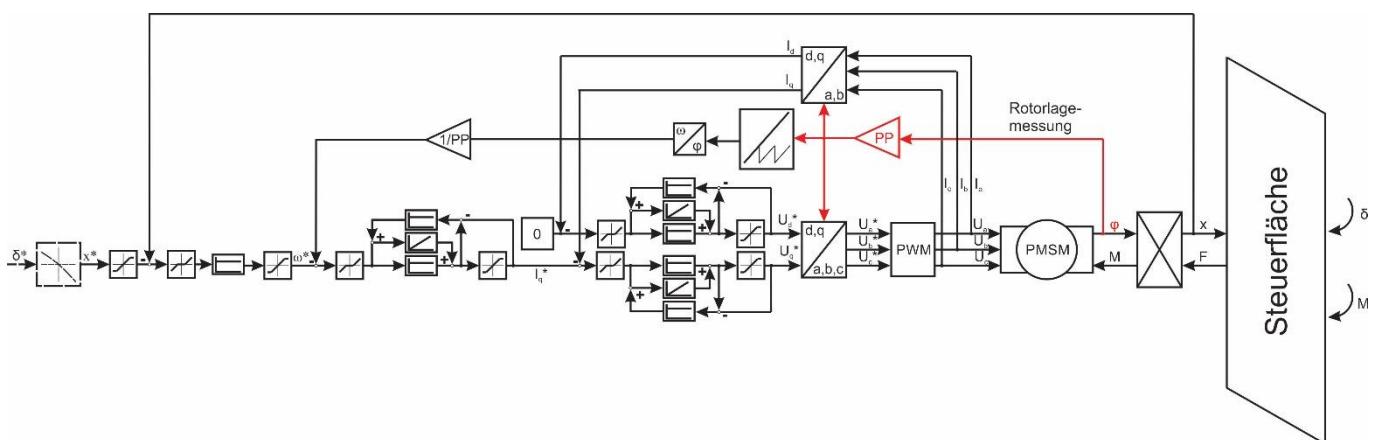


Abbildung 46: Detaillierte Darstellung der Regler-Basiskonfiguration

Das Führungsübertragungsverhalten der drei Kaskadenregler mit ihrer gewählten Parametrisierung, sowie die verwendeten Taktraten sind im Bode-Diagramm in Abbildung 47 veranschaulicht.

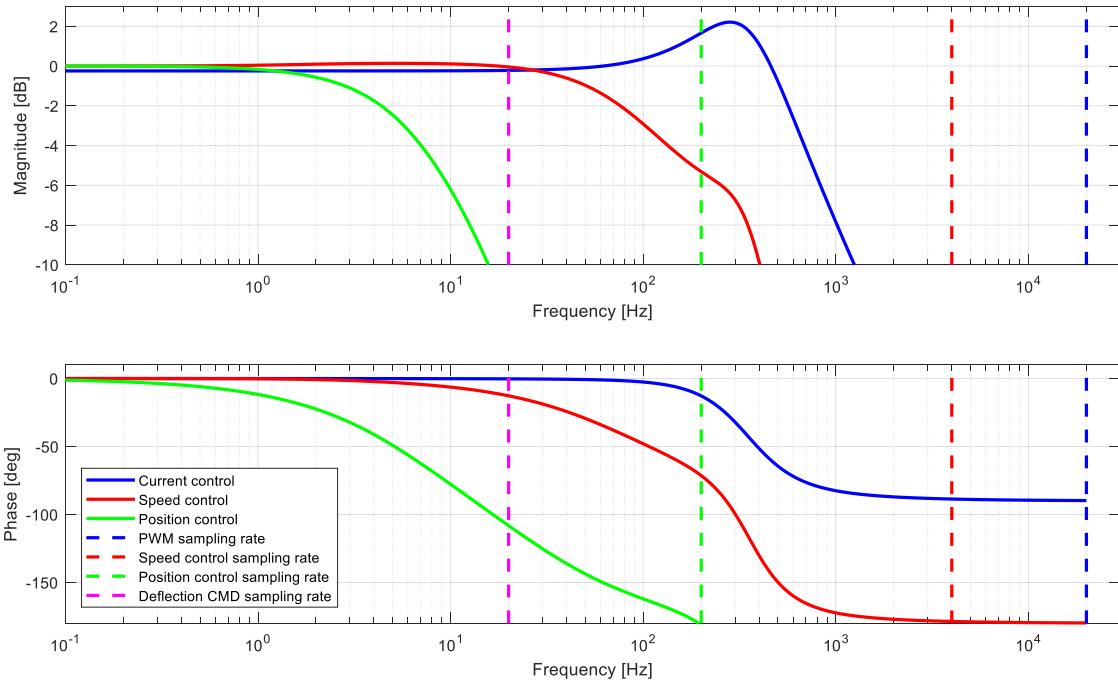


Abbildung 47: Bode-Diagramm der geschlossenen Regelkreise der Basiskonfiguration im linearisierten System

### 2.1.2.3 Teil-AP 2.2.3: System modellieren und identifizieren

Zunächst wurden relevante physikalischen Eigenschaften des Aktuators modelliert und identifiziert. Im Besonderen wurden die Anisotropieeigenschaften des in Abbildung 48 dargestellten Motors bestimmt. Drehgeberlose Regelungen für einen hohen Geschwindigkeitsbereich sind grundwellenbasierte Verfahren, die grundsätzlich für jeden PMSM geeignet sind. Im Niedriggeschwindigkeitsbereich bis zum Stillstand werden allerdings injektionsbasierte Verfahren verwendet. Das Prinzip wird an der Motorgleichung im stationären  $\alpha\beta$ -System bei Stillstand verdeutlicht:

$$\begin{pmatrix} \dot{i}_\alpha \\ i_\beta \end{pmatrix} = L^{-1} \begin{pmatrix} u_\alpha \\ u_\beta \end{pmatrix} - L^{-1} \begin{bmatrix} R & 0 \\ 0 & R \end{bmatrix} \begin{pmatrix} i_\alpha \\ i_\beta \end{pmatrix}$$

mit

$$L = \begin{bmatrix} \frac{L_{dd} + L_{qq}}{2} & 0 \\ 0 & \frac{L_{dd} + L_{qq}}{2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{L_{dd} - L_{qq}}{2} & -L_{dq} \\ L_{dq} & \frac{L_{dd} - L_{qq}}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(2\varphi_{el}) & \sin(2\varphi_{el}) \\ \sin(2\varphi_{el}) & \cos(2\varphi_{el}) \end{bmatrix}$$

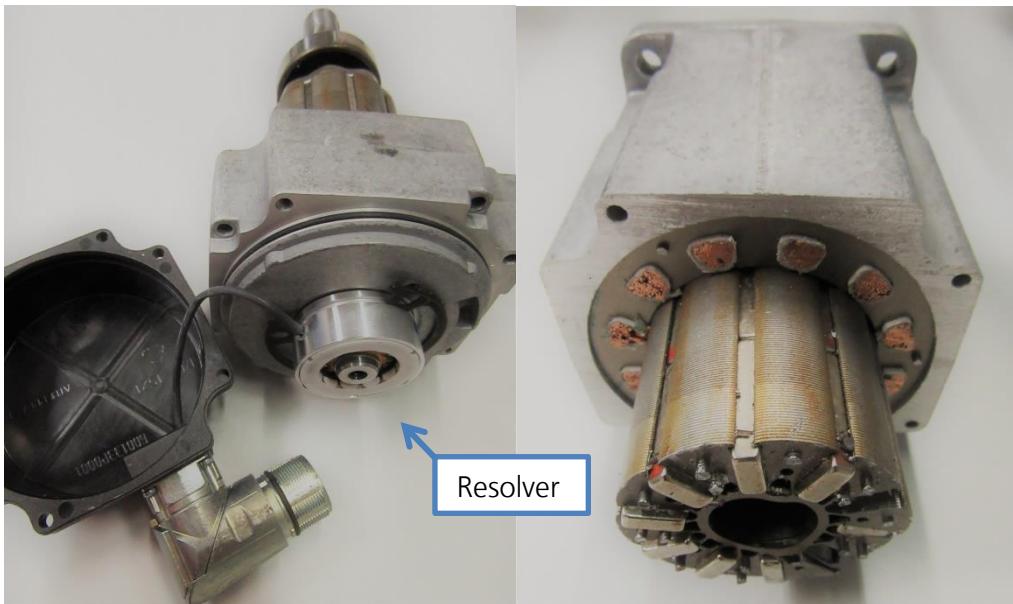


Abbildung 48: Demontierter PMSM des Aktuators mit Drehgeber auf Rotorwelle

Hier werden charakteristische Spannungsvektoren  $u_{\alpha\beta}$  appliziert und die Stromantwort methodisch ausgewertet. Der gemessene Stromvektor kann implizit die Rotorlageinformation enthalten, wenn der zweite, anisotrope Term der Induktivitätsmatrix nicht null wird. Diese Motoreigenschaft wurde systematisch untersucht. Es wurde ein relativer, differentieller Anisotropiekoeffizient  $k_{\Delta L}$  definiert, der die Beobachtbarkeit von PMSM für injektionsbasierte, sensorlose Regelverfahren beschreibt:

$$k_{\Delta L} = \frac{L_{qq} - L_{dd}}{L_{qq} + L_{dd}}$$

Ein positiver Anisotropiekoeffizient ist eine Voraussetzung für die Machbarkeit einer drehgeberlosen Regelung. Dabei ist bekannt, dass Induktivitäten durch Eisensättigung in Rotor- und Statorblechen eine Stromabhängigkeit besitzen. Zudem wurde eine Rotorlageabhängigkeit untersucht, da diese in der Literatur für Motoren mit konzentrierten Statorwicklungen postuliert wird. Anisotropie muss also im gesamten Betriebsbereich des Motors untersucht werden. Hierfür wurden die Induktivitäten und daraus der Anisotropiekoeffizient in den in Tabelle 3 aufgeführten Testpunkten bestimmt.

Tabelle 3: Zusammenfassung durchgeföhrter Tests

	$I_d$	$I_q$	$\varphi_{el}$	Gesamt
Bereich	[-8A, 8A]	[-8A, 8A]	[0°, 360°]	
Schrittweite	2A	2A	15°	
Testpunkte	9	9	25	1925

Dies wurde durch Tests durchgeführt und mithilfe von FEM-Simulationen validiert, wie im Folgenden erläutert.

### Identifikation mittels Tests

Induktivitäten lassen sich am besten im Stillstand bestimmen, da hierdurch alle geschwindigkeitsabhängigen Terme der Motorgleichung nullgesetzt werden können. Daher wurde die Motorwelle, wie in Abbildung 49 zu sehen, fest arretiert.

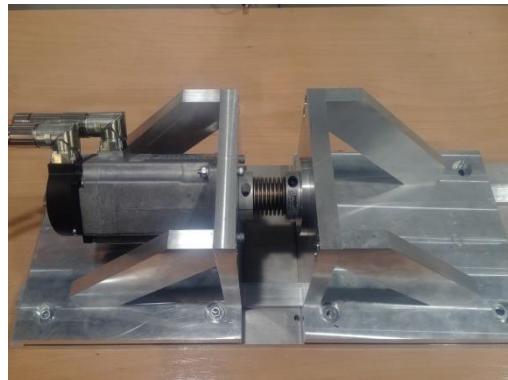


Abbildung 49: Testaufbau zur Motoridentifikation

Vor jedem Testlauf wird zunächst der Wicklungswiderstand vermessen, um Temperatur-bedingte Schwankungen zu kompensieren:

$$R = \Delta V / \Delta I$$

Im Anschluss wird ein sinusförmiger Strom auf die d- bzw. q-Achse kommandiert. Dieser wird zeitgleich mit dem im vermessenen Betriebspunkt wirkenden Strom überlagert (siehe Abbildung 50).

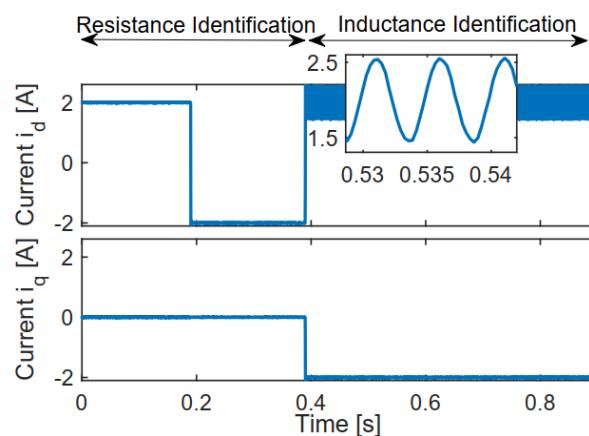


Abbildung 50: Testsequenz zur Identifikation von  $L_{dd}$  und  $L_{qd}$  für den Betriebspunkt [ $I_d = 2A$ ,  $I_q = -2A$ ]

Aus den gemessenen sinusförmigen Spannungsamplituden lassen sich die Induktivitäten ableiten:

$$L_{dd} = \frac{1}{2\pi * f} \sqrt{\frac{U_d^{\approx 2}}{I_d^{\approx 2}} - R^2}$$

$$L_{qd} = \frac{1}{2\pi * f} * \frac{U_q^{\approx 2}}{I_d^{\approx 2}}$$

$$L_{qq} = \frac{1}{2\pi * f} \sqrt{\frac{U_q^{\approx 2}}{I_q^{\approx 2}} - R^2}$$

$$L_{dq} = \frac{1}{2\pi * f} * \frac{U_d^{\approx 2}}{I_q^{\approx 2}}$$

Die identifizierten Induktivitäten weisen tatsächlich eine starke Stromabhängigkeit auf, wie in Abbildung 51 dargestellt ist.

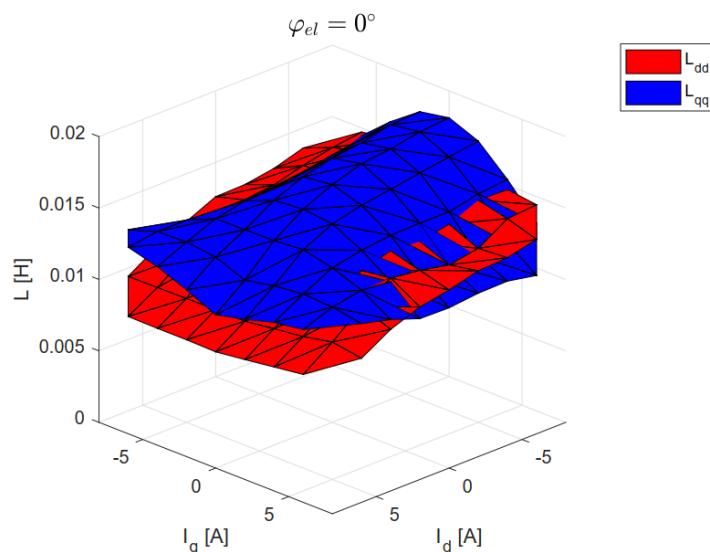
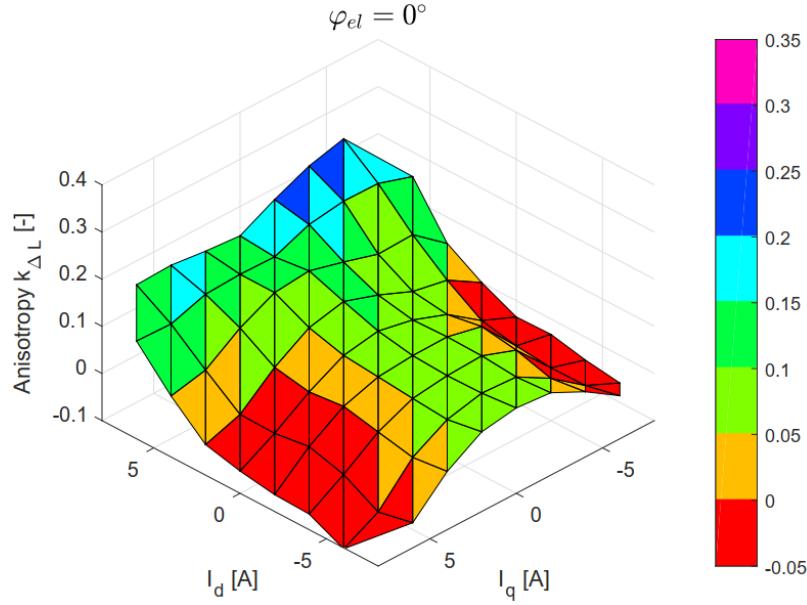
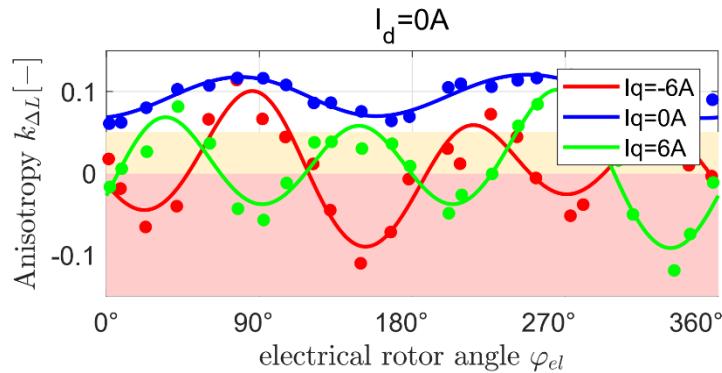


Abbildung 51: Mittels Tests bestimmte Induktivitäten in Abhängigkeit des Motorstroms bei  $\varphi_{el} = 0^\circ$

Die Induktivitäten  $L_{dd}$  und  $L_{qq}$  lassen sich direkt in den Anisotropiekoeffizienten überführen, wie in Abbildung 52 dargestellt ist.

Die Beobachtbarkeit der Rotorlage im Stillstand nimmt also mit steigendem Längstrom  $I_d$  zu und steigender Querstromamplitude  $|I_q|$  ab. Gleichzeitig konnte eine Rotorlageabhängigkeit festgestellt werden, die die Beobachtbarkeit negativ beeinflussen kann. Wie in Abbildung 53 dargestellt, kann für einen festen Betriebspunkt  $[I_d, I_q]$  der Anisotropiekoeffizient in bestimmten Rotorlagen negativ werden.

Abbildung 52: Anisotropiekoeffizient in Abhängigkeit des Motorstroms bei  $\varphi_{el} = 0^\circ$ Abbildung 53: Rotorlageabhängigkeit des Anisotropiekoeffizienten an drei beispielhaften Betriebspunkten  $[I_d, I_q]$ 

Daher wurde konservativ der kleinste Anisotropiekoeffizient über alle Rotorlagen bestimmt, wie in Abbildung 54 dargestellt. Da PMSM in Bezug auf eine maximale Übertemperatur dimensioniert werden, wird im Flugbetrieb eines EMA nicht der gesamte Momentenbildende Strombereich  $I_q$  ausgenutzt. Deshalb sind in grün und blau die Betriebsbereiche für den nominalen redundanten Aktiv/Aktiv- und den Aktiv/Passiv-Betrieb bei Ausfall eines Querruderaktuators dargestellt. Es wird ersichtlich, dass eine sensorlose Regelung für den untersuchten Motor nicht im gesamten anvisierten Betriebsbereich möglich ist. Eine Beobachtbarkeit lässt sich allerdings künstlich erzeugen durch eine Überlagerung einer Stromkomponente in positiver d-Achse.

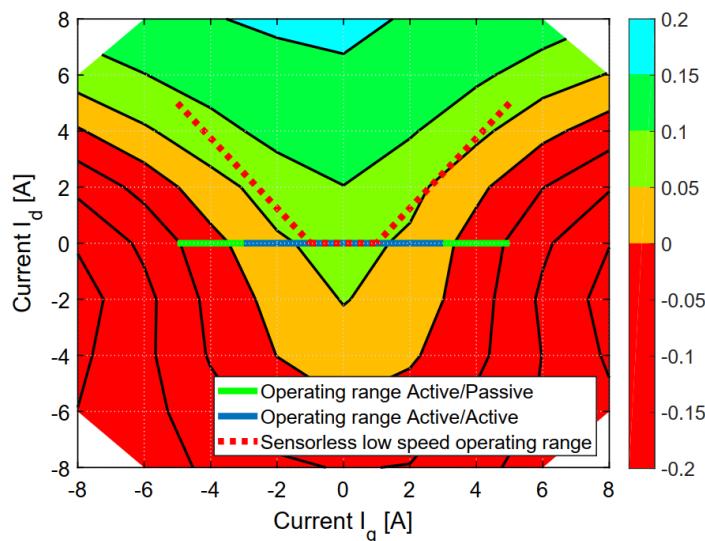


Abbildung 54: Minimaler Anisotropiekoeffizient bei einer Motorumdrehung

#### *Identifikation mittels Simulation*

Alternativ lassen sich Induktivitäten durch 2D Finite-Elemente-Berechnungen der magnetischen Flussdichte bestimmen. Hierfür wurde die Geometrie von Stator- und Rotorblech sowie den Permanentmagneten vermessen, ein Modell aufgebaut und ein Netz erzeugt (siehe Abbildung 55).

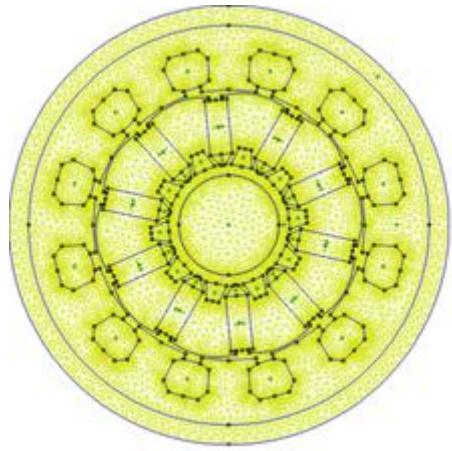


Abbildung 55: FEM-Modell mit erzeugtem Mesh

Den Magneten, den Stator- und Rotorblechen, den Wicklungen und dem Luftspalt wurden Materialeigenschaften zugewiesen. Dabei wurden der Modellierung Neodymmagnete (NdFeB 32 MGOe) zugrunde gelegt und ein Sättigungsverhalten von Rotor- und Statorblech entsprechend Abbildung 56 angenommen.

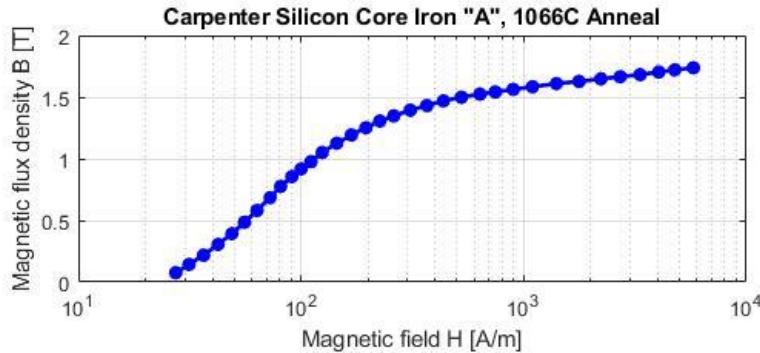


Abbildung 56: Sättigungsverhalten von Rotor- und Statorblech

Je Stromarbeitspunkt wurden vier konsekutive FEM-Berechnungen durchgeführt. Die Wicklungen werden zusätzlich zu dem im Arbeitspunkt vorliegenden Strom mit kleinen Stromoffsets in d- und q-Richtung beaufschlagt:

$$I_{d/q,1} = I_{d/q} - \frac{1}{2}\Delta I$$

$$I_{d/q,2} = I_{d/q}$$

$$I_{d/q,3} = I_{d/q} + \frac{1}{2}\Delta I$$

$$I_{d/q,4} = I_{d/q}$$

Daraufhin werden die Flüsse  $\Psi$  in d- und q-Richtung ermittelt. Aus dem Zusammenhang

$$\frac{d}{dt} \Psi = L \frac{d}{dt} i + \omega_{el} \Psi_{PM}$$

der allgemeinen Motorgleichung lässt sich durch Diskretisierung im Stillstand die Berechnung der Induktivitätsmatrix aus den vier Simulationsrechnungen ableiten:

$$\begin{bmatrix} L_{dd} & L_{dq} \\ L_{qd} & L_{qq} \end{bmatrix} = \frac{1}{\Delta I} * \begin{bmatrix} \Psi_{dd,2} - \Psi_{dd,1} & \Psi_{dq,2} - \Psi_{qd,1} \\ \Psi_{qd,2} - \Psi_{qd,1} & \Psi_{qq,2} - \Psi_{qq,1} \end{bmatrix}$$

Die Tests aus Tabelle 3 wurden hiermit zur Verifizierung mittels FEM-Simulationen wiederholt. Dabei konnten die im Test bestimmten Parameter näherungsweise reproduziert werden, wie ein Vergleich von Abbildung 52 mit Abbildung 57 zeigt.

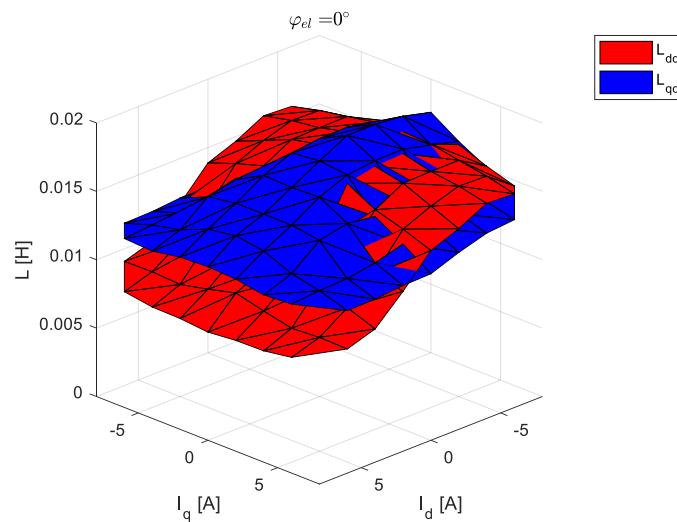


Abbildung 57: Mittels FEM bestimmte Induktivitäten in Abhängigkeit des Motorstroms bei  $\varphi_{el} = 0^\circ$

Bei einer näheren Betrachtung der Flussdichteverteilung in Abbildung 58 bei variiertem Strom wird der Grund für eine niedrigere Induktivität in d-Achsenrichtung deutlich. Ein positiver d-Strom verstärkt den durch die Permanentmagneten hervorgerufenen Fluss und führt das Statorblech zwischen den Statorwicklungen gezielt in die Sättigung. Hierdurch verringert sich die Längsinduktivität  $L_{dd}$  und damit erhöht sich der Anisotropiekoefizient. Eine Stromkomponente in Querachsenrichtung  $I_q$  verringert die Querinduktivität  $L_{qq}$  durch Statorblechsättigung bei positivem und negativem Strom gleichermaßen. Hierdurch wird der Anisotropiekoefizient ohne Längsstromkomponente  $I_d$  negativ.

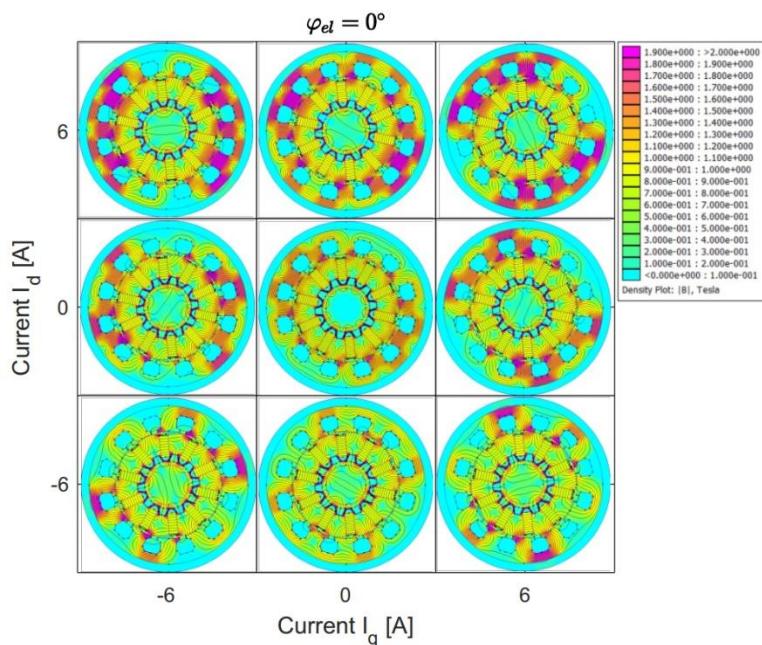


Abbildung 58: Magnetische Flussdichteverteilung in Abhängigkeit der Stromstärke bei  $\varphi_{el}=0^\circ$

Zugleich konnte eine Rotorlageabhängigkeit der Anisotropie mit einer Periodizität von  $\varphi_{el} = 60^\circ$  auch durch FEM-Berechnungen gezeigt werden, wie in Abbildung 59 dargestellt ist.

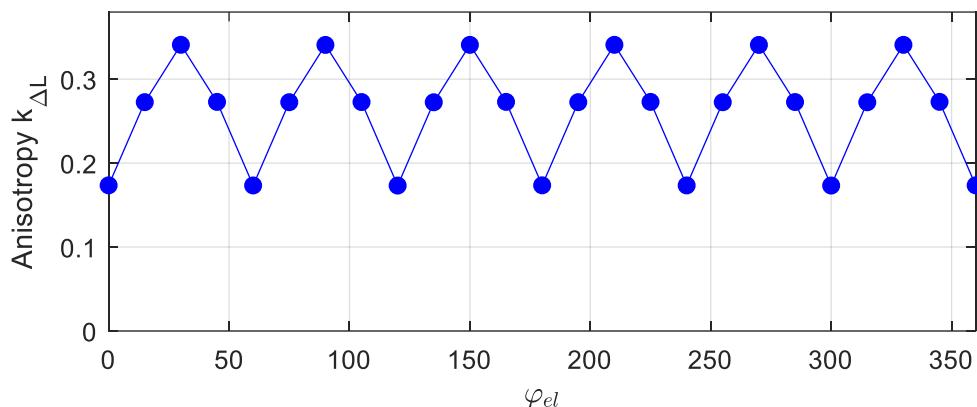


Abbildung 59: Rotorlageabhängigkeit des Anisotropiekoeffizienten bei  $[I_d = 6A, I_q = 0A]$

Die Ursache hierfür liegt in der Bestromung der konzentrierten Statorwicklungen, dargestellt in Abbildung 60. Mit einer Periodizität von  $60^\circ$  ( $\varphi_{el} = 0^\circ$  bzw.  $\varphi_{el} = 60^\circ$  in Abbildung 60) ist jeweils eine Wicklung stromlos. Bei  $\varphi_{el} = 30^\circ$  bzw.  $\varphi_{el} = 90^\circ$  werden alle Wicklungen bestromt, wodurch ein größerer Bereich des Statorblechs gesättigt ist und dadurch  $L_{dd}$  sinkt bzw. der Anisotropiekoeffizient steigt.

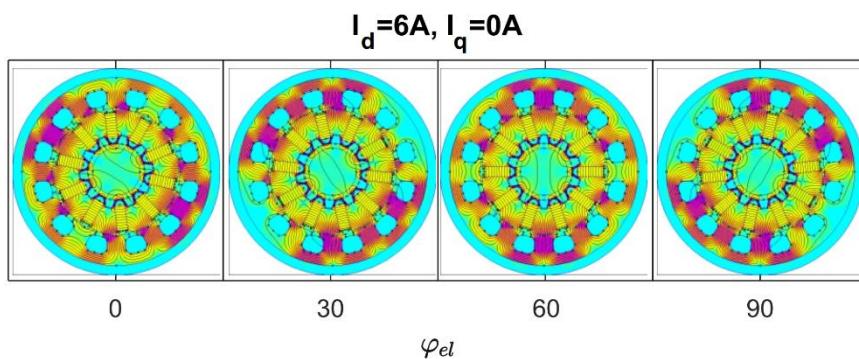


Abbildung 60: Magnetische Flussdichteverteilung in Abhängigkeit der Rotorlage

### Identifikation der Leistungselektronik

Eine wichtige Eingangsgröße des zu entwerfenden Rotorlageschätzers sind die Phasenspannungen des PMSM. Diese werden allerdings im Betrieb üblicherweise nicht gemessen, sodass stattdessen kommandierte Spannungen genutzt werden. Die Genauigkeit der Rotorlageschätzung wird also durch Fehlspannungen der Leistungselektronik gemindert.

Ursachen für Fehlspannungen können im Wesentlichen auf folgende Effekte zurückgeführt werden [36]:

- Totzeiten und Verriegelungszeiten des Frequenzumrichters: Die kommandierten Spannungen werden durch eine Pulsweitenmodulation (PWM) in diskrete Schaltzustände der sechs Halbleiterelemente (hier IGBTs) übersetzt. Durch Ein- und Ausschaltzeiten der IGBTs entstehen allerdings Abweichungen vom idealen Schaltverhalten. Zudem müssen in der PWM zusätzliche Verriegelungszeiten vorgesehen werden, um ein gleichzeitiges Einschalten der oberen und unteren Halbbrücke zu vermeiden. Hierdurch wird der Gefahr von Kurzschlüssen in der Leistungselektronik vorgebeugt.
- Durchlassspannungen: Über jeder realen Diode und jedem IGBT fallen Durchlassspannungen ab, die je nach Schaltzustand zu einer positiven oder negativen Fehlspannung führen.
- Neben dem realen Bauelementeverhalten von Dioden und IGBT kann die Umrichterperipherie die ausgegebene Spannung weiter verfälschen.

Aufgrund theoretischer Vorüberlegungen wird davon ausgegangen, dass die Fehlspannungen als Funktion der Phasenströme modelliert werden können.

Die Fehlspannungen wurden in dem Black-Box-Ansatz nach Abbildung 61 identifiziert.

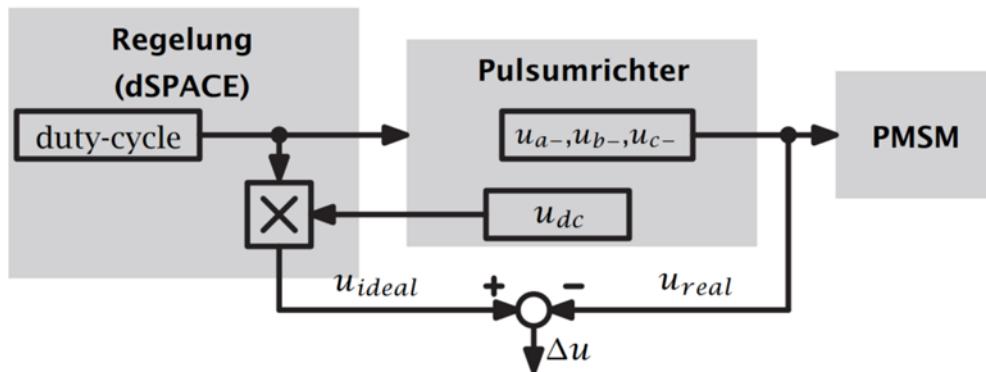


Abbildung 61: Black-Box-Ansatz zur Identifikation von Fehlspannungen [36]

Hierzu wurde der PMSM sukzessive in den Positionen  $\varphi_{el} = 0^\circ$ ,  $\varphi_{el} = 120^\circ$  und  $\varphi_{el} = 240^\circ$  festgesetzt. Diese Positionen ermöglichen die Kommandierung eines maximalen Stromflusses in die sternförmig verschalteten drei Motorphasen. Jeweils wurden ein kurzes Sägezahnprofil von  $I_d = [-8 8]A$  kommandiert und die Fehlspannungen entsprechend Abbildung 61 für jede Motorphase aufgezeichnet (siehe blaue, rote und gelbe Datenpunkte in Abbildung 62 bis Abbildung 64). In einem Bereich unterhalb des Dauerstroms des PMSM konnten einzelne Messpunkte ebenfalls mit Oszilloskopmessungen bestätigt werden (siehe lila Datenpunkte in Abbildung 62 bis Abbildung 64). Lediglich ein Offset im niedrigen Voltbereich ist erkennbar, der durch den Genauigkeitsbereich von Spannungsmessungen und Kalibrierfehler erklärbar ist. Einen Einfluss auf die Rotorlageschätzung ist davon allerdings nicht zu erwarten, da hier lediglich die Spannungsänderung zwischen mehreren aufgezeichneten Zeitpunkten verwendet wird.

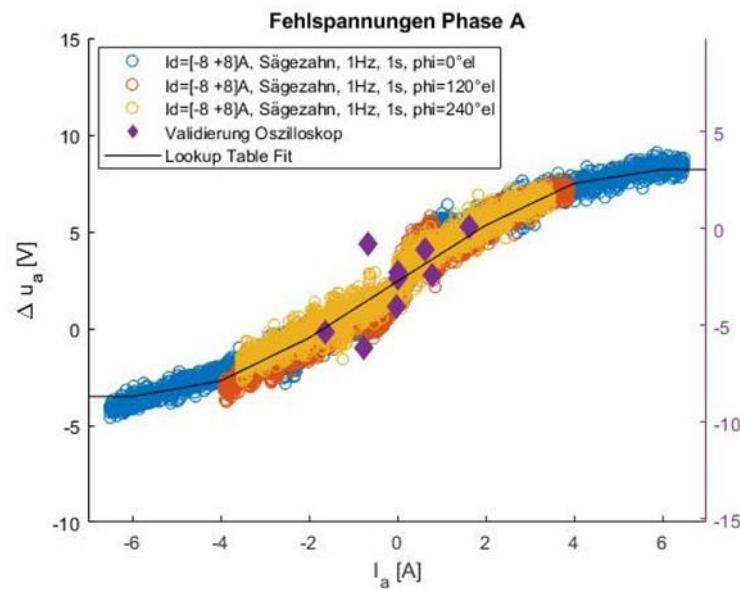


Abbildung 62: Fehlspannungen Phase A

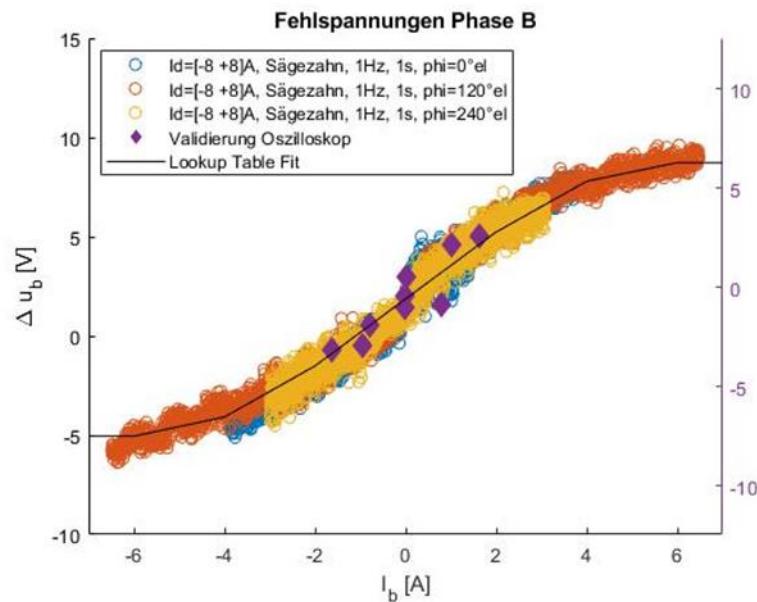


Abbildung 63: Fehlspannungen Phase B

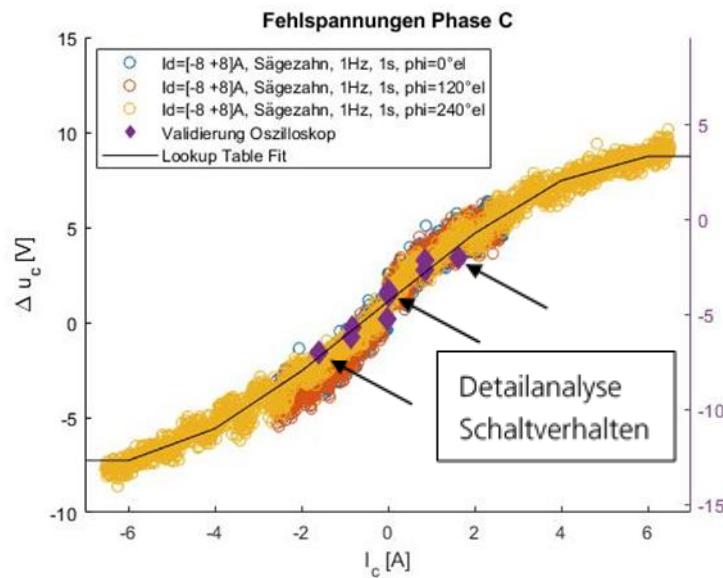


Abbildung 64: Fehlspannungen Phase C

Die Fehlspannungen der drei Motorphasen wurden durch kubische Näherungsfunktionen approximiert und letztlich in einen diskreten Lookup Table (siehe schwarze Kurven in Abbildung 62 bis Abbildung 64) überführt. Diese echtzeitfähigen Ausgleichskurven können am Eingang des Rotorlagen geschäters implementiert werden, um eine genauere Schätzung der Phasenspannungen zu erhalten.

Die Oszilloskopmessungen ermöglichen zudem eine detaillierte Untersuchung des realen Schaltverhaltens im Frequenzumrichter. Der vollständige reale Schaltzyklus von  $50\mu\text{s}$  der Motorphase C ist in Abbildung 65 bei drei verschiedenen Stromstärken aufgetragen. Diese entsprechen den drei in Abbildung 64 markierten lila Datenpunkten.

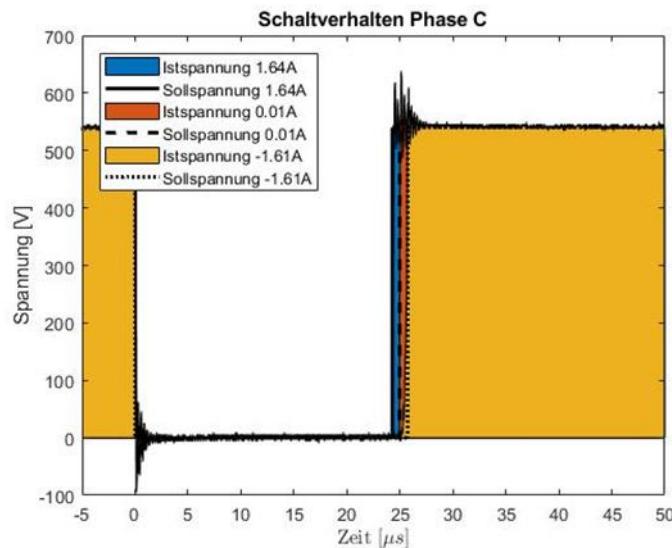


Abbildung 65: Charakteristischer Schaltzyklus bei variierenden Stromstärken

Detailliertere Schlüsse lassen sich bei einer Vergrößerung auf den kurzen Zeitraum der realen Schaltvorgänge (blaue, rote und gelbe Flächen in Abbildung 66) im Vergleich zum idealen Schaltverhalten (schwarze Linien in Abbildung 66) ziehen:

- Dominierend für Fehlspannungen im konkreten Aufbau sind Tot- und Verriegelungszeiten. Bei positivem Phasenstrom kommt es zu einer verzögerten Spannungsübertragung an die entsprechende Motorphase und damit zu einer positivem Fehlspannung. Bei negativem Stromfluss stellt sich der gegenläufige Effekt ein.
- Durchlassspannungen und Spannungsverluste in der Umrichterperipherie spielen eine untergeordnete Rolle. Das Spannungsniveau der Zwischenkreisspannung von 540V ist ohne erkennbare Verluste an die Motorphase messbar.
- Einschwingvorgänge sind erkennbar.

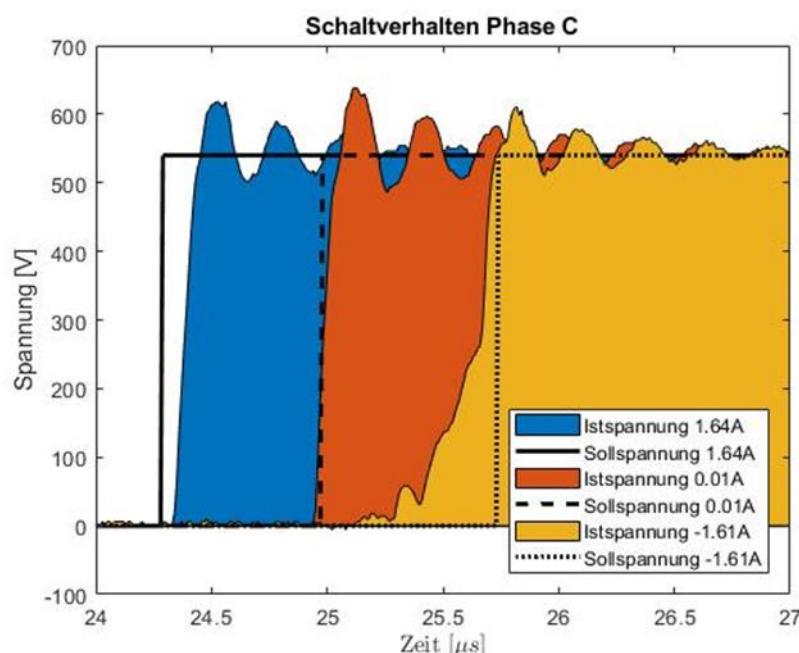


Abbildung 66: Reale Schaltvorgänge im Vergleich zum Idealverhalten bei variierender Stromstärke

#### 2.1.2.4 Teil-AP 2.2.4: Fehlertolerante und sensorminimale Regelungskonzepte implementieren

Die drehgeberlose Regelung ersetzt die Funktion des Resolvers durch einen Rotorlageschätzer. Der Rotorlageschätzer kann zusätzliche Spannungen auf die Motorphasen kommandieren und erhält als Eingangsinformation die kommandierten Spannungsgrößen, sowie gemessene Phasenströme. Als Ausgangsgröße werden die absolute Rotorlage (d.h. ohne Begrenzung auf ein  $2\pi$ -Intervall), sowie die Rotorgeschwindigkeit generiert. Der Rotorlageschätzer beinhaltet die Implementierung eines Startverfahrens, der alternierenden Injektion für den Niedriggeschwindigkeitsbereich, das Back-EEMF-Verfahren für den Hochgeschwindigkeitsbereich, sowie einen Zustandsautomaten, der eine hybride Umschaltung zwischen diesen Methoden gewährleistet.

## Startverfahren

Drehgeberlose Verfahren für den Niedriggeschwindigkeitsbereich können nur die elektrische Rotorachse, aber nicht dessen Achsrichtung bestimmen. Aus diesem Grund muss im Stillstand ein kurzes Startverfahren (hier 50ms) durchgeführt werden, welches die Rotorlage gegebenenfalls um  $180^\circ$  korrigiert.

Es ist das in Abbildung 67 dargestellte Verfahren implementiert. Bei  $t = 20\text{ms}$  und  $t = 40\text{ms}$  werden starke Spannungspulse mit einer Sollspannung von 400V und einer Dauer von  $\Delta t = 0,4\text{ms}$  in (angenommener) positiver und negativer Achsrichtung injiziert. Bei abfallender Flanke der Spannungspulse wird jeweils die Stromamplitude gemessen. Falls die zum zweiten Messzeitpunkt erfasste Stromamplitude größer ist als die des ersten Messzeitpunktes, so wird der initial geschätzte elektrische Rotorwinkel um  $180^\circ$  korrigiert.

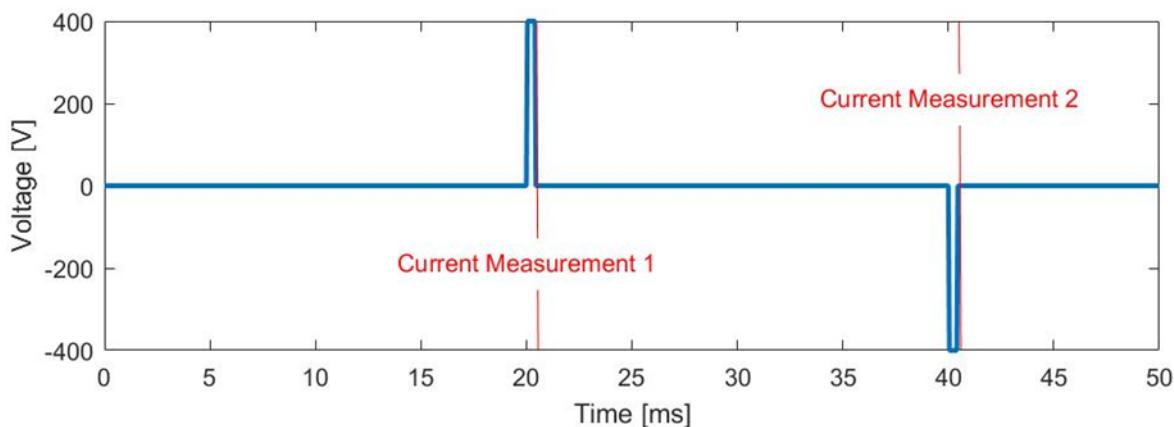


Abbildung 67: Implementierung des Startverfahrens

## Alternierendes Injektionsverfahren

Für den Niedriggeschwindigkeitsbereich ist das alternierende Injektionsverfahren entsprechend Abbildung 68 implementiert. Der vom Stromregler kommandierten Spannung wird in der geschätzten d-Achse eine sinusförmige Spannung mit einer Amplitude von 100V und einer Frequenz von 2,5kHz überlagert. Die hierdurch erzeugten Stromsignale gleicher Frequenz werden in d- und q-Richtung durch einen FIR-Bandpassfilter separiert. Ein Schätzfehler des elektrischen Rotorwinkels führt dabei zu einer sinusförmigen Stromamplitude in geschätzter q-Richtung nach der Bandpassfilterung. Eine Multiplikation mit dem Vorzeichen der d-Komponente des gefilterten Stromes setzt die gemessenen Sinushalbwellen vorzeichenrichtig ins Verhältnis zum injizierten Signal. Hierdurch wird dem Schätzfehler die richtige Koordinatenrichtung zugeordnet. In einer geschlossenen PI-Regelschleife konvergiert die geschätzte gegen die wahre Rotorlage.

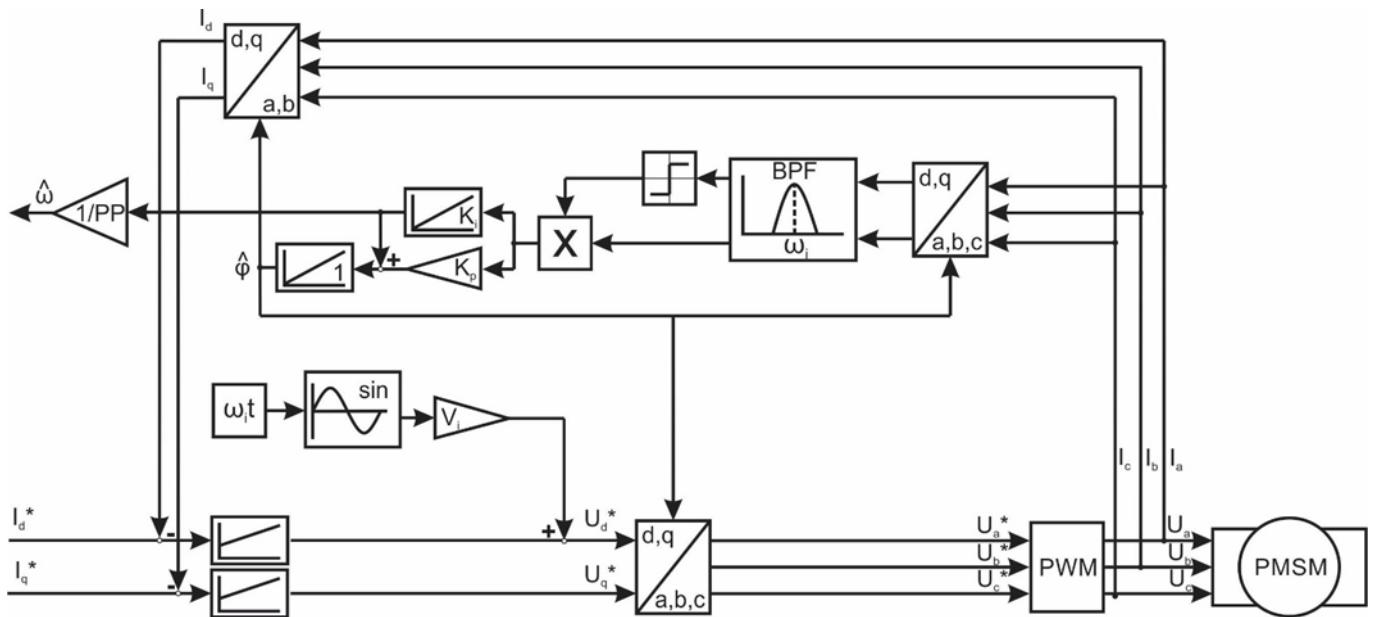


Abbildung 68: Implementierung des alternierenden Injektionsverfahrens

### Back-EEMF-Verfahren

Im Hochgeschwindigkeitsbereich wird mit dem Back-EEMF-Verfahren ein Grundwellen-basiertes Verfahren entsprechend Abbildung 69 verwendet. In Abgrenzung zum originären Gegen-EMK-Verfahren liegt hier eine erweiterte (*extended electromotive force*) Modellrepräsentation zu Grunde, die eine Anisotropie ( $L_d \neq L_q$ ) des Motors mitberücksichtigt. Unter Kenntnis der Motorkennwerte wird der Motorfluss in Statorkoordinaten integriert und über eine atan2-Funktion dessen Koordinatenrichtung bestimmt. Zur Vermeidung einer stetigen Integratoraufladung ist eine stabilisierende Proportionalrückführung vorgesehen. Ein anschließender Phase Lock Loop dient der Signalfilterung sowie einer Ermittlung der Winkelgeschwindigkeit und der absoluten Motorposition (d.h. ohne Begrenzung auf ein  $2\pi$ -Intervall).

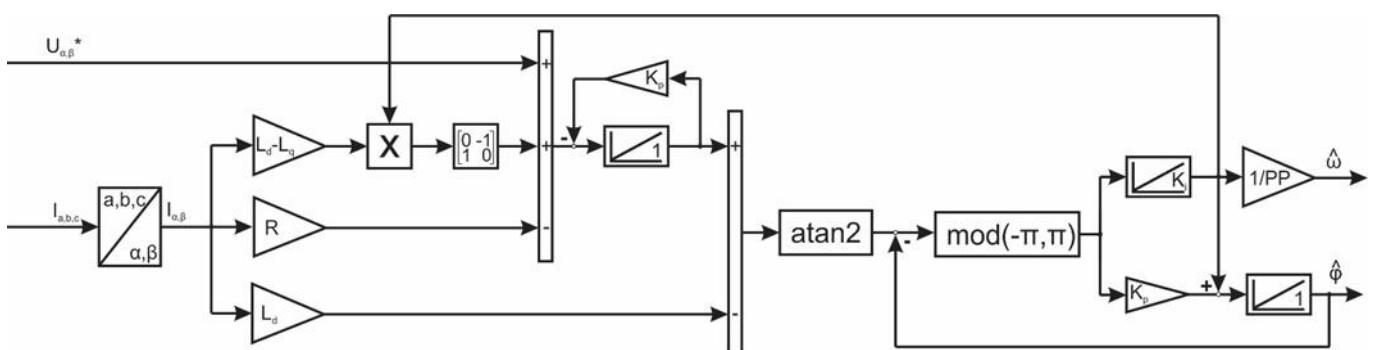


Abbildung 69: Implementierung des Back-EEMF-Verfahrens

## Zustandsautomat

Eine automatisierte Umschaltung zwischen den zuvor erläuterten Verfahren findet durch den in Abbildung 70 veranschaulichten Zustandsautomaten statt. Bei Systemstart wird zunächst im Stillstand die Rotorachse im Niedriggeschwindigkeitsverfahren identifiziert. Bei  $t = 50ms$  wird durch Ausführung des Startverfahrens die Achsrichtung bestimmt und der initiale Rotorwinkel gegebenenfalls um  $180^\circ$  korrigiert. Bei  $t = 100ms$  wird die drehgeberlose Regelung wiederum im Niedriggeschwindigkeitsverfahren aktiviert. Es finden fortlaufende Umschaltungen zwischen Niedrig- und Hochgeschwindigkeitsverfahren statt, sobald die Schwellenwerte von  $n=200\text{rpm}$  bzw.  $n=150\text{rpm}$  über- bzw. unterschritten werden. Startwerte von Position und Geschwindigkeit werden dabei durch eine Initialisierung entsprechender Integratoren übergeben, sodass sprunghafte Zustandsänderungen vermieden werden.

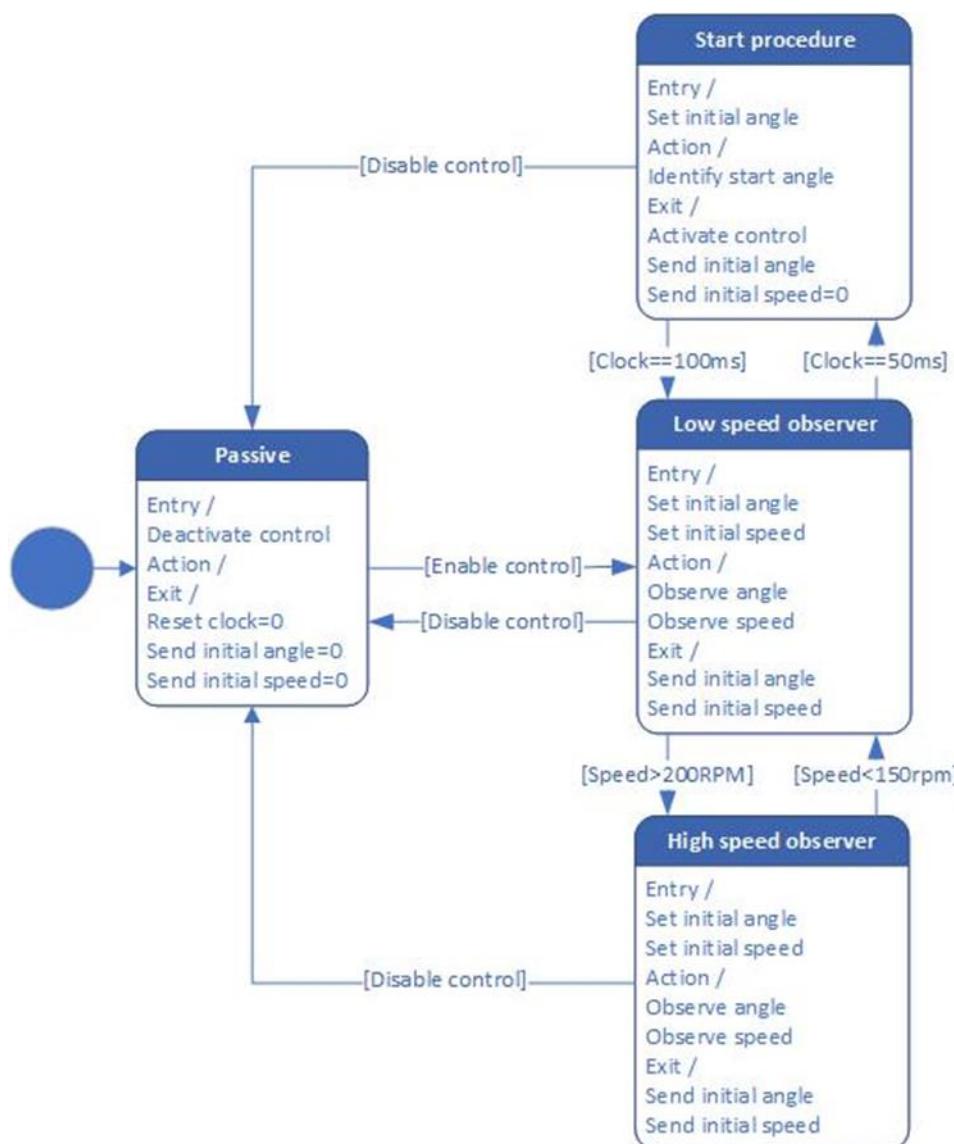


Abbildung 70: Hybride Umschaltung zwischen drehgeberlosen Verfahren

### Anpassungen im Vergleich zur Basiskonfiguration

Die Integration eines Rotorlageschätzers erforderte begrenzte Eingriffe in die Basis-Reglerkonfiguration. Entsprechend Abbildung 71 werden Fehlspannungen der Leistungselektronik durch 3 Lookup-Tables in Relation zum gemessenen Phasenstrom  $I_{abc}$  kompensiert. Die Kompensationskurven wurden zuvor in Testreihen identifiziert. Hierdurch können Injektionsmuster genauer appliziert werden und die im Hochgeschwindigkeitsverfahren benötigten Phasenspannungen  $U_{abc}$  entsprechen sehr präzise den kommandierten und bekannten Sollspannungen  $U_{abc}^*$ .

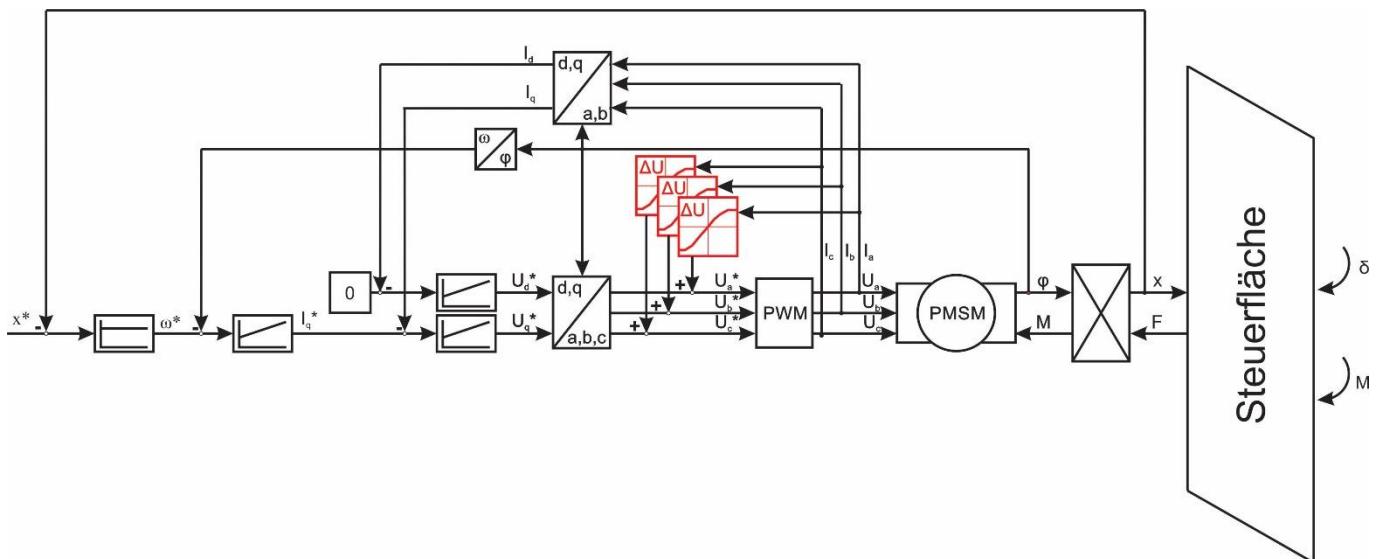


Abbildung 71: Kompensation von Fehlspannungen der Leistungselektronik

Für eine robuste Rotorlageschätzung war zudem eine Begrenzung der Dynamik des Kaskadenreglers notwendig (siehe Abbildung 72). Das Niedriggeschwindigkeitsverfahren ist auf eine gute Separierung der hochfrequenten Injektionssignale von den durch den Stromregler angeregten Frequenzbereichen angewiesen. Das Hochgeschwindigkeitsverfahren ist zudem durch die Dynamik des Phase Lock Loops begrenzt, sodass bei zu hoher Dynamik der Kaskadenregelung Schrittfehler von  $360^\circ$  denkbar wären. Deswegen muss die Bandbreite des Stromreglers und folgerichtig der darüber liegenden Kaskaden leicht angepasst werden, sodass die Reglerverstärkungen reduziert werden.

Außerdem ist aufgrund einer zuvor durchgeföhrten Identifikation von Motorparametern bekannt, dass der PMSM bei hoher q-Stromkomponente seine Anisotropieeigenschaft verliert und damit das Niedriggeschwindigkeitsverfahren nicht mehr konvergieren kann. Dies wird verhindert, indem durch einen Look-up-Table bei niedriger Geschwindigkeit und hohem q-Strom ein zusätzlicher Strom in positiver d-Richtung kommandiert wird.

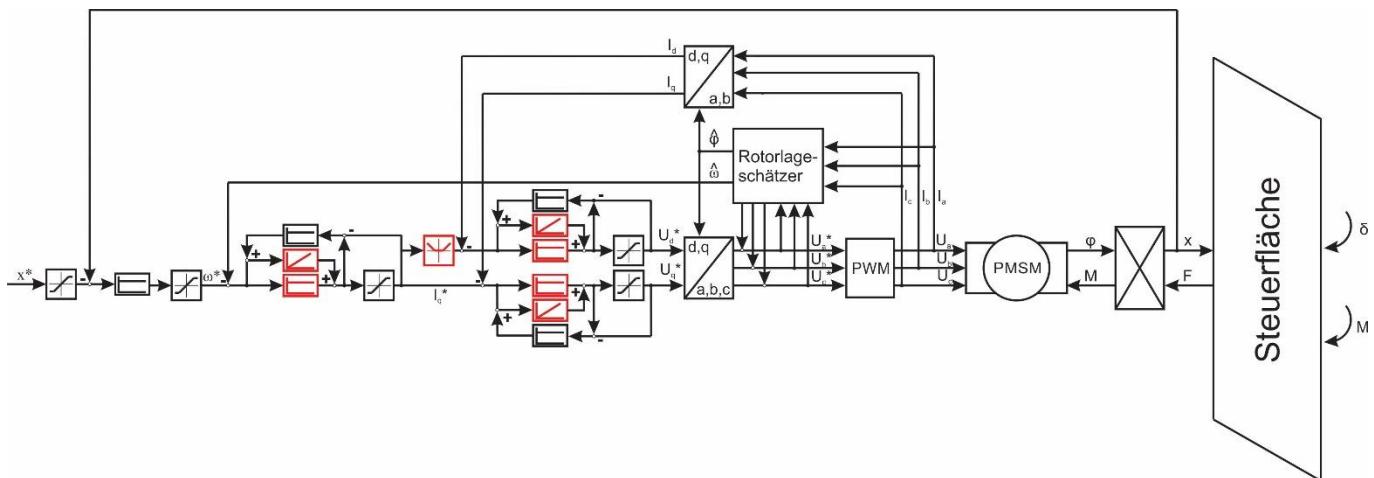


Abbildung 72: Degradierung des dynamischen Reglerverhaltens (rot markiert)

Die Reduzierung der Reglerdynamiken im Vergleich zur Basiskonfiguration ist im Bode-Diagramm in Abbildung 73 veranschaulicht. Hier ist ebenfalls die Übertragungsfunktion des Bandpassfilters des alternierenden Injektionsverfahrens veranschaulicht.

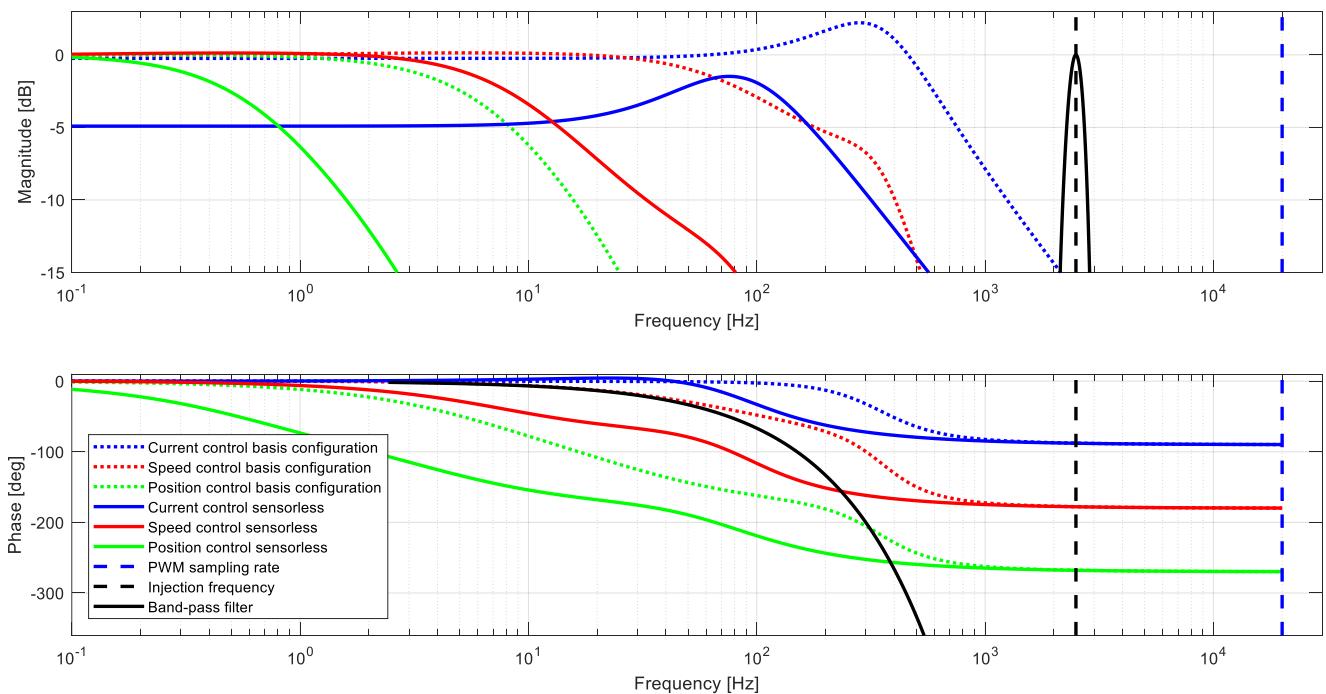


Abbildung 73: Reduzierte Reglerdynamiken im sensorlosen Betrieb im Vergleich zur Basiskonfiguration im Bode-Diagramm

### Fehlertolerante Regelung

Es ist zudem eine fehlertolerante Reglerkonfiguration implementiert, die eine Detektion, Isolation und Rekonfiguration nach einem fehlerhaften, aber gültigen Signal des LVDT oder des Resolvers ermöglicht. Dies wird mit der zusätzlichen drehgeberlosen Rotorlageschätzung erreichbar und der damit geschaffenen Möglichkeit einer Triplex-Sensorüberwachung durch eine zusätzliche analytische Redundanz. Die Fehlerdiagnose und Rekonfiguration findet hierbei in einem integrierten Zustandsautomaten statt.

Der Triplex-Monitor errechnet drei redundante Werte des Aktuatorhubes  $x_1$ ,  $x_2$  und  $x_3$  auf Basis des LVDT, des Resolvers, sowie des Rotorlageschätzers entsprechend der Berechnungslogiken aus Tabelle 2 (siehe Abbildung 74). Unter Kenntnis der Getriebeübersetzung sowie der Polpaarzahl wird die gemessene, bzw. geschätzte Rotorposition auf den Aktuatorabtrieb transformiert. Die so analytisch berechneten Aktuatorhübe  $x_2$  und  $x_3$  werden zudem bei Systemstart ( $t=0$ ) mit dem LVDT-Wert initialisiert. Der auf ein  $2\pi$ -Intervall beschränkte Resolver-Wert wird verstetigt und in einen Absolutwert umgerechnet.

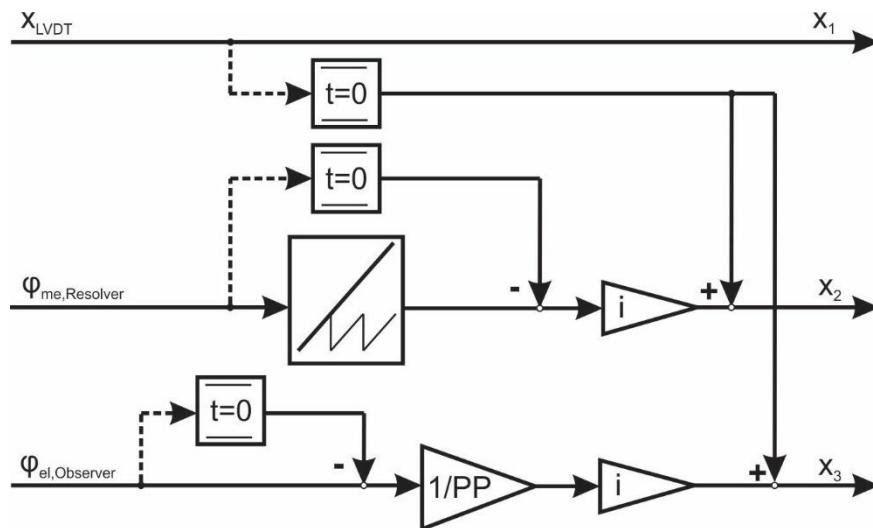


Abbildung 74: Analytisch-redundante Berechnung des Aktuatorhubes

Auf Basis der redundanten Aktuatorhübe findet durch den Zustandsautomaten in Abbildung 75 ein Modenmanagement mit Rekonfiguration statt. Sobald die Differenz zwischen den generierten Aktuatorhüben einen entsprechenden Grenzwert für einen kurzen Zeitraum (hier 10ms) überschreitet und eine eindeutige Isolation des fehlerhaften Signals möglich ist, wird eine Rekonfiguration eingeleitet.

Im Falle eines LVDT-Fehlers findet eine Umschaltung in die im Folgenden beschriebene Resolver-basierte Regelung statt. Ein Resolver-Fehler hat eine Umschaltung in den drehgeberlosen Betrieb zur Folge. Eine fehlerhafte Rotorlageschätzung zieht keine unmittelbare Rekonfiguration nach sich, sondern beendet lediglich die aktive Sensorüberwachung.

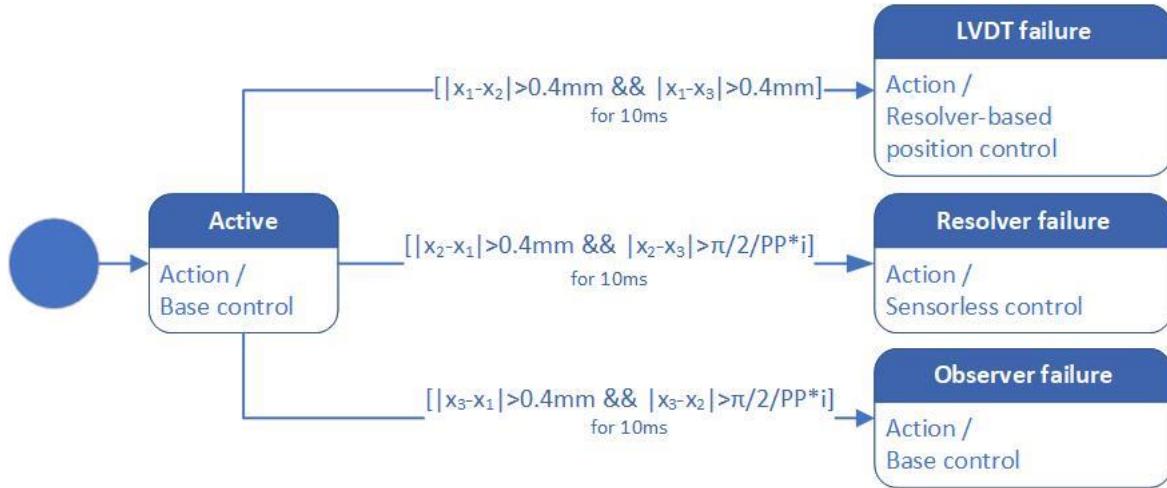


Abbildung 75: Zustandsautomat zur Rekonfiguration nach Sensorfehler

Als degradiertener Reglermodus nach diagnostiziertem LVDT-Fehler ist die Resolver-basierte Regelung nach Abbildung 76 vorgesehen. Hier wird ein auf Basis des Resolvers analytisch berechneter Aktuatorhub in den Positionsregler zurückgeführt. Dieser wird mit dem, zum Zeitpunkt des Systemstarts ( $t=0$ ) noch als valide betrachteten, LVDT-Signal initialisiert.

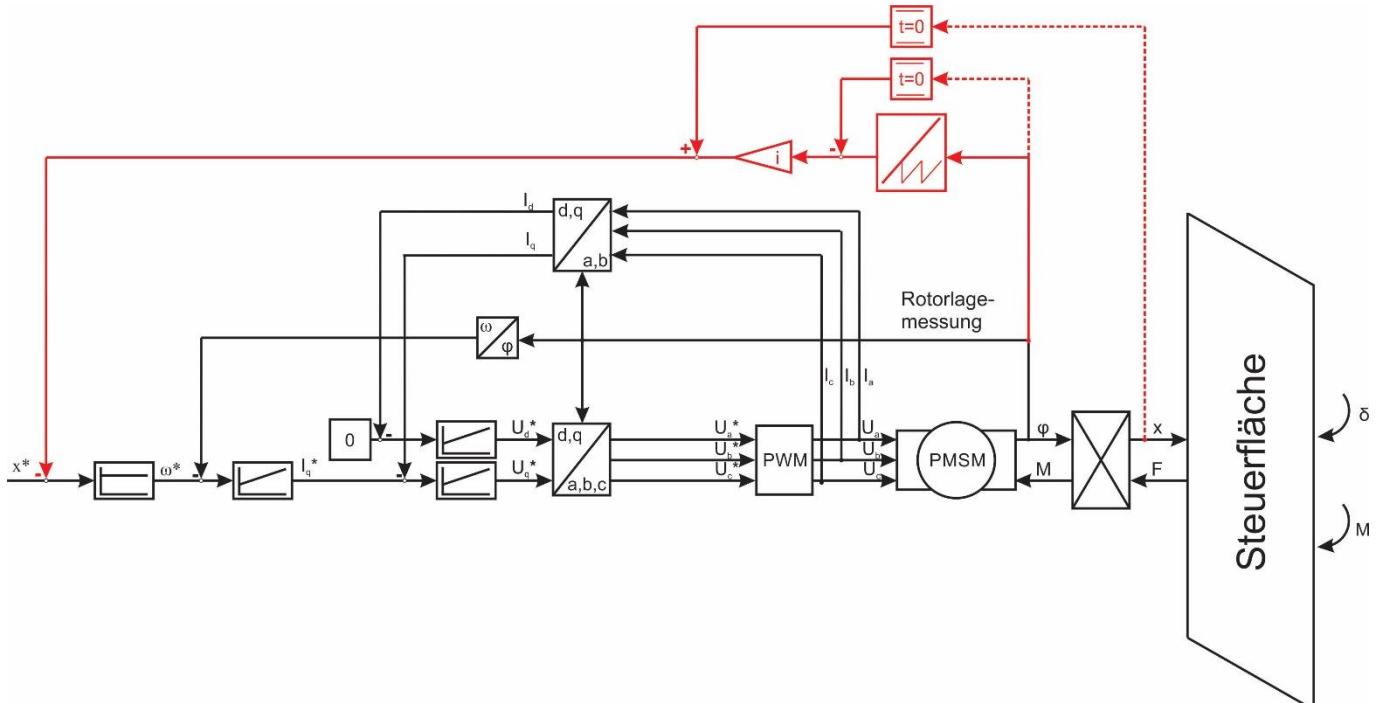


Abbildung 76: Architektur der Resolver-basierten Regelung

### 2.1.2.5 Teil-AP 2.2.5: Konzepte mit Testdaten validieren und optimieren

Die implementierten Regelalgorithmen wurden am Gesamtsystemprüfstand mit dem elektromechanischen Testaktuator validiert. Im Folgenden werden die Performance der drehgeberlosen Regelung (rot) und der Resolver-basierten Positionsregelung (grün) systematisch mit dem Basisregler (blau) verglichen.

#### Sprungantwort

Die Sprungantworten des Aktuators ohne Last sind in Abbildung 77 bei verschiedenen Aktuatorhüben gezeigt. In der Basiskonfiguration und der Resolver-basierten Positionsregelung erfolgt stets ein schnelles Verfahren auf die kommandierte Position. Bei größeren Verfahrwegen wird dabei die Maximalgeschwindigkeit des Reglers erreicht. Es stellen sich bleibende Regelabweichungen ein, die innerhalb der Totzone des Positionsreglers von 0,1mm liegen. Die drehgeberlose Regelung ist aufgrund ihrer reduzierten Reglerverstärkungen weniger dynamisch. Insbesondere kleine Stellkommandos werden nicht ausreichend ausgeführt.

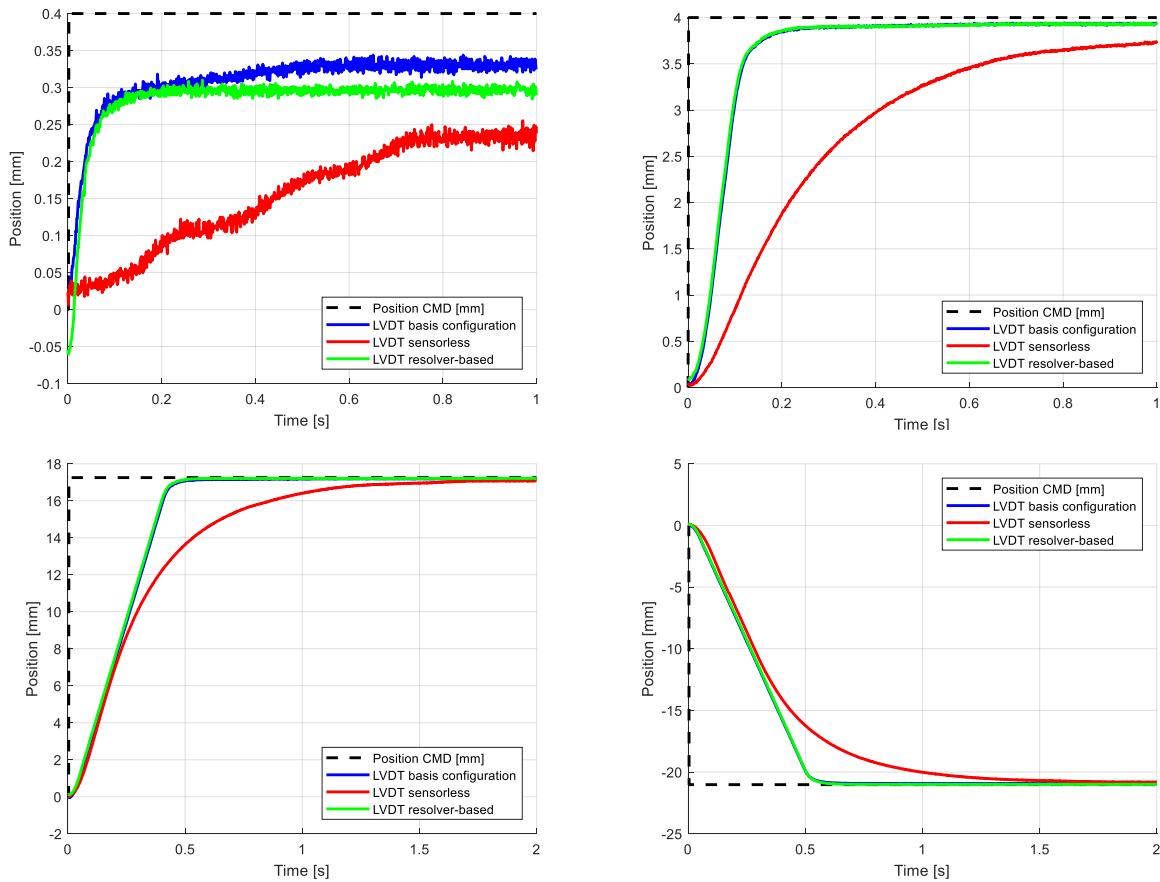


Abbildung 77: Sprungantworten ohne Last bei verschiedenen Amplituden

Eine nähere Analyse der Sprungantwort bei mittlerem Aktuatorhub von 4mm im drehgeberlosen Betrieb, bestätigt die Funktionalität des Rotorlageschätzers. In Abbildung 78 ist erkennbar, dass sowohl die Rotorlage,

als auch die Geschwindigkeit mit nur geringem Fehler korrekt geschätzt werden. Auch die Umschaltung zwischen dem Hoch- und Niedriggeschwindigkeitsverfahren funktioniert einwandfrei.

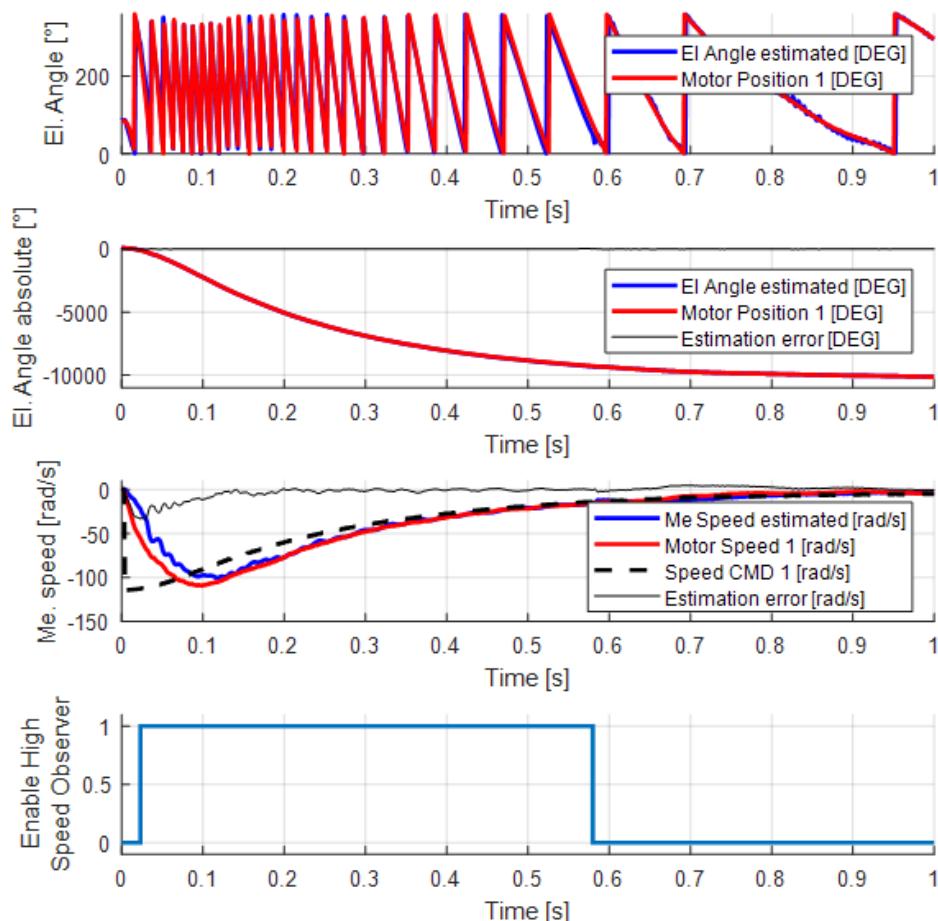


Abbildung 78: Rotorlageschätzer bei Sprungantwort ohne Last und mittlerem Aktuatorhub

Abbildung 79 bildet bei mittlerem Aktuatorhub zusätzlich das dynamische Verhalten unter helfender und Gegenlast ab. Die Basiskonfiguration zeigt sich robust und gibt nur wenig nach. Die Resolver-basierte Positionsregelung weist eine größere bleibende Regelabweichung auf. Dies ist auf eine elastische Verformung des Antriebsstranges zurückzuführen, die durch den antriebsseitig positionierten Referenzsensor nicht kompensiert wird. Die drehgeberlose Regelung zeigt eine stärkere Nachgiebigkeit gegenüber äußeren Lasten, führt das Stellkommando aber weiterhin aus.

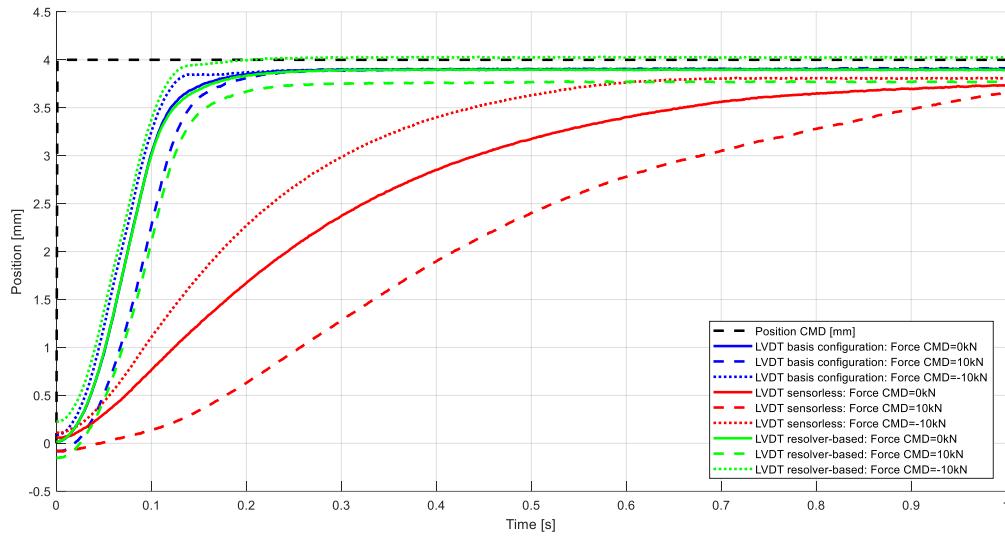


Abbildung 79: Sprungantwort unter Last

### Frequenzgang

Die Basiskonfiguration sowie die Resolver-basierte Regelung weisen bei mittlerem Aktuatorhub höhere Bandbreiten auf, als die drehgeberlose Regelung und erfüllen die Anforderungen des spezifischen Anwendungsfalles (siehe Abbildung 80). Die drehgeberlose Regelung weist eine geringere Bandbreite auf und kann die Anforderungen nur eingeschränkt erfüllen. Die Testergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung mit dem erwarteten Übertragungsverhalten des Positionsreglers im linearen System. Eine äußere Last hat einen vernachlässigbaren Einfluss auf den Frequenzgang und wird deshalb nicht dargestellt.

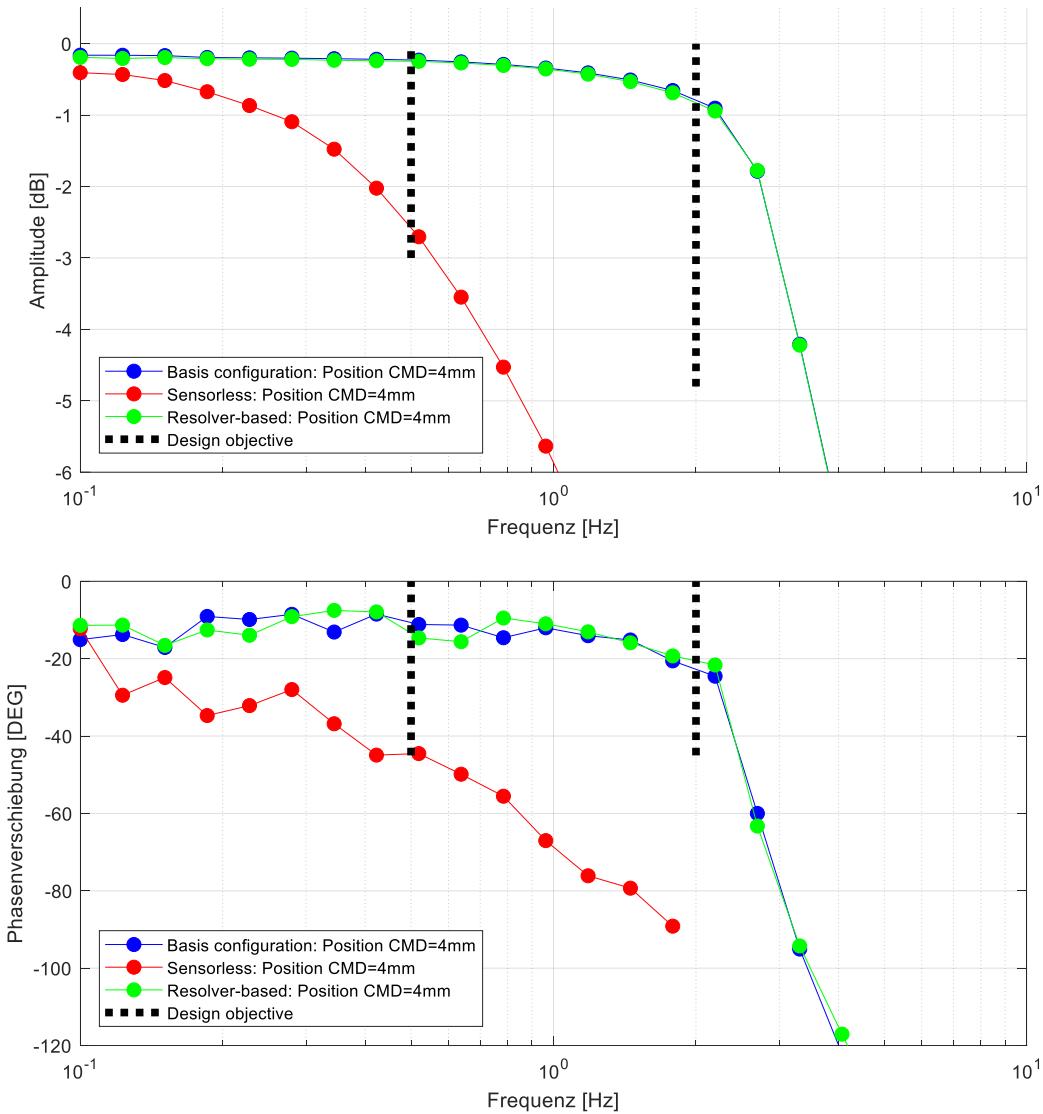


Abbildung 80: Bode-Diagramm ohne Last bei mittlerer Stellamplitude

### Lastsprung

Die Basiskonfiguration gibt einem äußeren Lastsprung (siehe Abbildung 81) bis zum Erreichen der Totzonen-grenze des Positionsreglers nach. Es ist ein geringes Überschwingen zu sehen, welches schnell ausgeregelt wird. Die Resolver-basierte Regelung weist durch nicht kompensierte, elastische Verformungen des Antriebs-stranges einen etwas höheren Positionierungsfehler auf. Die drehgeberlose Regelung gibt unter Last stärker nach. Die Positionierungsfehler der Resolver-basierten Regelung und der drehgeberlosen Regelung werden mit steigender Last größer.

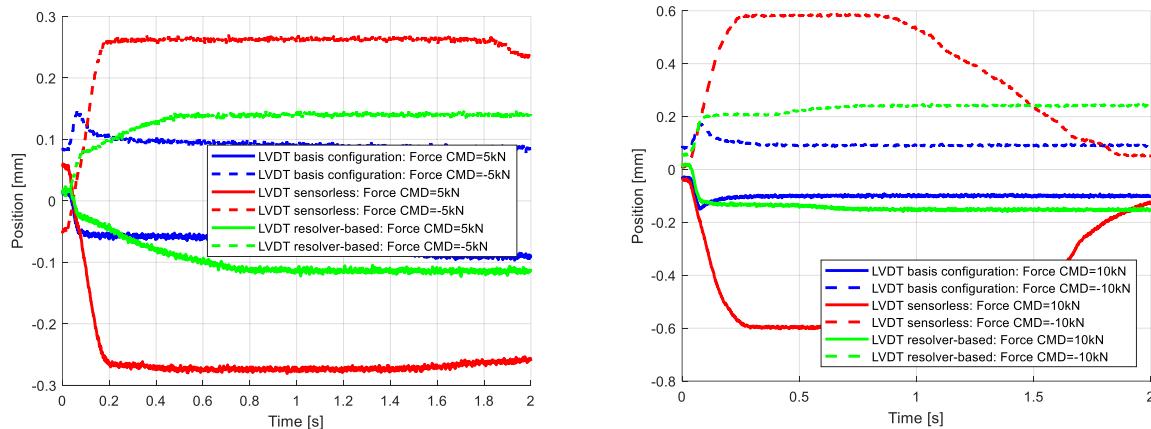


Abbildung 81: Lastsprung

### Hysterese

Das Hystereseverhalten der Regler wird auf zwei Arten untersucht. Zum einen wird dem lastfreien Aktuator ein sinusförmiges Bewegungsprofil geringer Frequenz kommandiert und der resultierende Positionsfehler betrachtet. Zum anderen wird eine sinusförmige Last geringer Frequenz appliziert, während der Aktuator seine Neutralstellung idealerweise beibehält. Die Positions hysterese der Basiskonfiguration und der Resolver-basierten Regelung wird dabei im lastfreien Betrieb von der Totzone des Positionsreglers (hier 0,1mm) dominiert. Die drehgeberlose Regelung weist größere Positionierungsfehler auf. Wie bereits zuvor in der Sprungantwort bei kleinem Aktuatorhub zu sehen, werden geringe Positionsfehler nur unzureichend ausgeglichen. Auch die Lasthysterese der Basiskonfiguration wird von der Totzone des Positionsreglers dominiert. Die Hysterese der Resolver-basierten Regelung wird darüber hinaus gehend durch die elastische Verformung des Antriebsstranges vergrößert. Die drehgeberlose Konfiguration gibt aufgrund ihrer verringerten Reglerverstärkungen unter Last nach und weist die größten Positionsabweichungen auf.

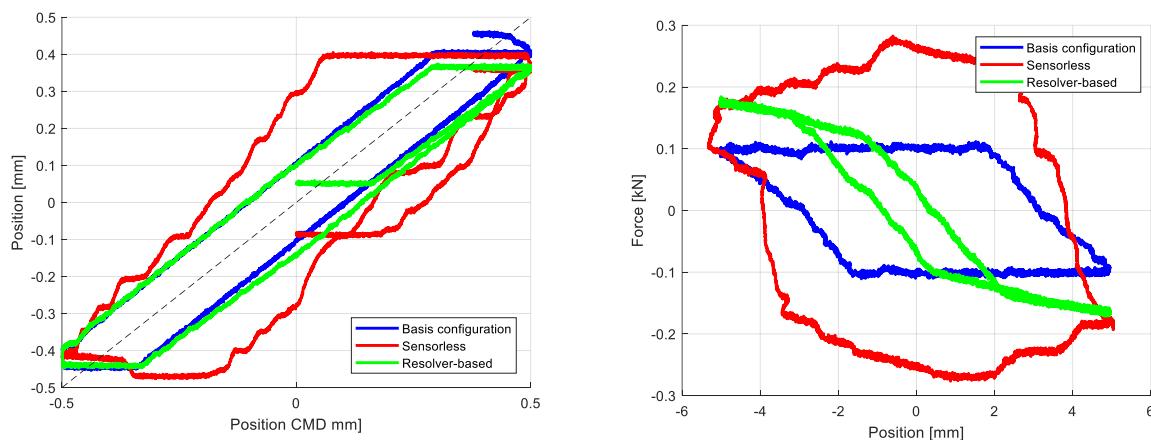


Abbildung 82: Hysteresekurven

### Referenzflugprofil

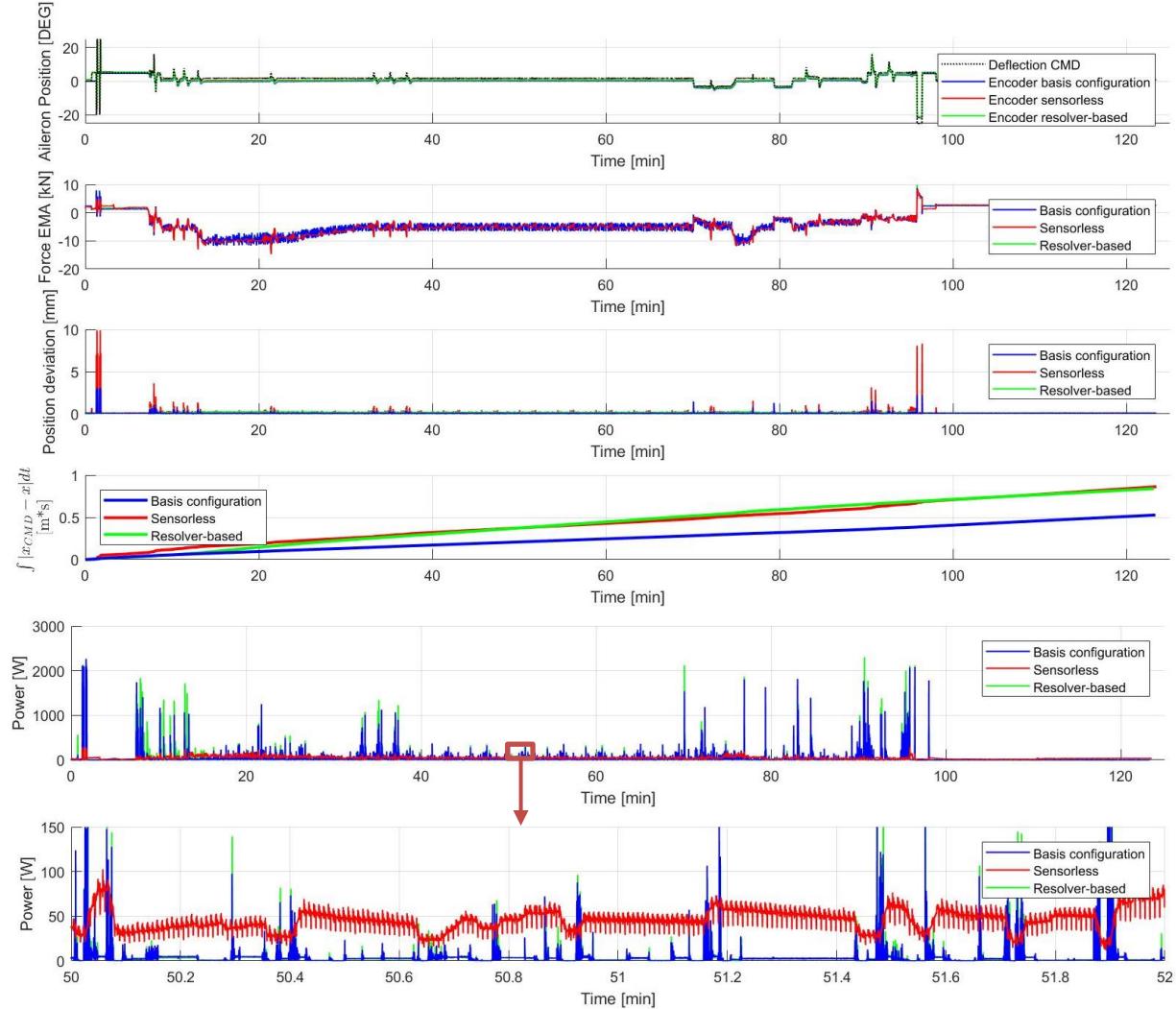


Abbildung 83: Flugprofil

Es wurde in jedem Reglermodus ein Referenzflugprofil erprobt, welches typische Stellkommandos für alle Flug- und Rollphasen eines ca. 2-stündigen Kurzstreckenfluges nachbildet und den Luftlasten entsprechende Rüderscharniermomente appliziert. Die Querruderausschläge und resultierende Aktuatorkräfte sind in den ersten beiden Graphen von Abbildung 83 gezeigt. Der dabei aufgetretene kumulierte Positionierungsfehler wird mit der Metrik  $\int |x_{CMD} - x| dt [m \cdot s]$  bewertet und vergleichbar gemacht. Hierbei zeigt die Basiskonfiguration die geringsten Positionierungsabweichungen. Die Resolver-basierte und die drehgeberlose Regelung zeigen vergleichbare Positionsfehler. Die drehgeberlose Regelung zeigt insbesondere Schwächen im dynamischen Verhalten und dem Folgen kleiner Stellkommandos. Die Resolver-basierte Regelung zeigt eine systematische Regelabweichung unter anliegender Auftriebslast am Querruder. Alle Regler erfahren durch die Totzone des Positionsreglers eine systematische bleibende Regelabweichung, die insbesondere den kumulierten Positionierungsfehlern der Basiskonfiguration fast vollständig erklärt. Aufgrund der dynamischeren Regler treten in der Basiskonfiguration und Resolver-basierten Regelung höhere Leistungsspitzen auf. Der

Gesamtenergieverbrauch ist allerdings in der drehgeberlosen Regelung größer. Dies ist insbesondere durch den gesteigerten Grundenergiebedarf durch die zusätzliche Signalinjektion im Niedriggeschwindigkeitsbereich erklärbar. Eine Analyse des Flugprofils zeigt, dass sich der Rotorlageschätzer fast durchgängig im Niedriggeschwindigkeitsmodus befindet und damit überwiegend das injektionsbasierte Schätzverfahren zum Einsatz kommt. Zusätzlich wird in Phasen hoher statischer und dynamischer Lasten eine zusätzliche Stromkomponente in Rotorlängsrichtung  $I_d$  eingeprägt, welche den Leistungsbedarf weiter erhöht. Die Rotorlage- und Geschwindigkeitsschätzungen funktionieren durchgehend fehlerlos, und die Schätzfehler sind niedrig.

### *Fehlertoleranter Betrieb*

Ein nicht detekterter Offset-Fehler des Resolversignals kann zu einem Powered Runaway führen, wenn die fehlerhaft erfasste Rotorlage eine Stromvektoreinprägung in entgegengesetzte Koordinatenrichtung bewirkt. Hierdurch wird ein gegenläufiges Drehmoment erzeugt, was eine Mitkopplung erzeugt. In der Folge wird der Aktuator mit maximaler Leistung entgegen der kommandierten Geschwindigkeit gegen seinen mechanischen Endanschlag gefahren. Ein Offset-Fehler des LVDT-Signals führt zu einer entsprechenden Fehlstellung des Aktuators. Der Rotorlageschätzer wird in dieser Anwendung lediglich zur Sensorüberwachung genutzt, sodass dessen Versagen keinen unmittelbaren Einfluss auf die Regelung hätte.

Hinreichend große Offsets von LVDT-, Resolver- und Beobachtersignalen wurden durch das implementierte Diagnoseverfahren zuverlässig und schnell, sowohl im Stillstand, als auch in der Bewegung, erkannt. Durch die schnelle Rekonfiguration werden mögliche Fehlerfolgen effizient unterbunden. Die Transition in den neuen Reglermodus macht sich durch die schnelle Umschaltung nur durch kurzzeitige Stromspitzen bemerkbar.

Für die Anwendung der Fehlerüberwachung ist es essentiell, dass Fehlalarme im fehlerfreien System vermieden werden. Hierfür wurde der Algorithmus im Referenzflugprofil getestet und die Einhaltung der Fehlergrenzwerte überprüft. Es wurden keine Fehlalarme festgestellt, und alle Residuen blieben innerhalb ihrer Grenzwerte.

### *Zusammenfassung der Testergebnisse*

Die Regler-Basiskonfiguration zeigt eine hohe Positionierdynamik und übertrifft bei mittleren Stellamplitude die in der Anwendung geforderte Bandbreite. Die Dynamik bei kleinen Stellamplituden, sowie die Positioniergenauigkeit sind allerdings durch die im Positionsregler integrierte Totzone etwas eingeschränkt. Störeinflüsse durch eine äußere Last haben einen nur sehr geringen Einfluss auf die Aktuator-Performance.

Die Resolver-basierte Regelung zeigt ein ähnliches dynamisches und statisches Verhalten wie die Basiskonfiguration. Allerdings ist die Steifigkeit des Stellantriebes etwas eingeschränkt, da eine elastische Verformung des Antriebsstranges unter Last nicht mehr durch einen abtriebsseitigen Sensor kompensiert wird. Dies führt in der Folge zu höheren Positionierungsfehlern und leicht verringelter Bandbreite bei kleinen Stellamplituden. Auswirkungen von mechanischer Lose in Stirnradgetriebe und Kugelumlaufspindel konnten nicht beobachtet werden.

Die bei der drehgeberlosen Regelung reduzierten Reglerverstärkungen bewirken eine verringerte Positionierdynamik und größere statische Positionierungsfehler. Kleine Regelabweichungen werden nicht mehr ausgegeregelt und die Steifigkeit des Antriebes ist reduziert. So gibt der Antrieb unter dem Einfluss einer äußeren Last leicht nach. Die drehgeberlose Regelung zeigt sich grundsätzlich robust und führt zu geringen Schätzfehlern von Rotorwinkel und -geschwindigkeit. Die hybride Umschaltung zwischen Niedriggeschwindigkeits- und Hochgeschwindigkeitsbereich funktioniert einwandfrei. Es ist kein beeinträchtigendes Reglerverhalten während der Transitionsvorgänge zu beobachten. Im Referenzflugprofil zeigt die Basiskonfiguration die geringsten

kumulierten Positionierungsfehler, welche wiederum dominiert werden durch die eingeschränkte Positioniergenauigkeit durch die im Positionsregler integrierte Totzone. Die Resolver-basierte und drehgeberlose Regelung weisen etwas erhöhte Positionierungsfehler auf. Das ist durch die stärkere Nachgiebigkeit unter der im Reiseflug wirkenden Auftriebskraft am Querruder, sowie der verringerten Dynamik der drehgeberlosen Regelung erklärbar. Der Energieverbrauch ist in der drehgeberlosen Regelung erhöht. Da sich der Aktuator fast ausschließlich im Niedriggeschwindigkeitsbereich bewegt, ergibt sich durchgängig ein höherer Grundverbrauch durch die zusätzliche Spannungsmusterinjektion. Die Lasten im Referenzflugprofil sind eher moderat, sodass eine zusätzliche Längstromkomponente  $I_d$  nur kurzzeitig eingeprägt werden muss, und der Rotorlageschätzfehler gering bleibt.

Die Sensorüberwachung von LVDT und Resolver durch eine zusätzliche drehgeberlose Rotorlageschätzung funktioniert fehlerfrei. Eine Fehlerisolation mit gleichzeitiger Rekonfiguration erfolgt nach einer Fehlerinjektion in kürzester Zeit. Mögliche Fehlerfolgen, wie z.B. ein Powered Runaway, werden effektiv unterbunden und ein unerwünschter Anstieg der Stromamplitude fast vollständig unterdrückt. In den Referenzflugprofilen wurden keine Fehlalarme festgestellt und die Fehlerresiduen bleiben unterhalb ihrer Schwellwerte. Der Grenzwert zur eindeutigen Fehlerisolation eines Resolverfehlers musste allerdings mit +/-220,3°me. relativ groß gewählt werden, um Fehlalarme unter Last zu vermeiden.

Zusammenfassend konnte die Machbarkeit einer drehgeberlosen Positionsregelung elektromechanischer Aktuatoren demonstriert werden. Zukünftig müsste allerdings die Stelldynamik durch geeignete Maßnahmen verbessert werden, um den hohen Anforderungen in der primären Flugsteuerung im drehgeberlosen Betrieb gerecht zu werden. Gleichzeitig sollte ein Schwerpunkt künftiger Arbeiten auf die Reduzierung des Grundenergieverbrauchs injektions-basierter Verfahren gelegt werden.

## 2.2. Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Eine detaillierte Abrechnung der Kosten ist im Verwendungsnachweis dargelegt. Die angefallenen Gesamtkosten lagen um 1,2% unter den zu Projektbeginn kalkulierten Kosten.

## 2.3. Notwendigkeit und Angemessenheit

Die angestrebten technischen Neuerungen des LLARA Forschungsvorhabens befanden sich zu Projektbeginn in einer frühen Konzeptphase. Es war höchst unsicher, ob es möglich wäre, eine aktuatorbasierte Lastabminderungsfunktion und eine drehgeberlose Aktuatorregelung zu entwickeln, umzusetzen und zu betreiben.

Die Tätigkeiten von AP 2.1 umfassten den Entwurf und die Optimierung einer neuartigen Strukturlastabminderungsfunktion für elektromechanische Steuerflächen-Aktuatoren, die Integration einer physikalischen EMA-Modellierung und der entworfenen Regelungsfunktion in eine aeroelastische Flugzeugsimulation, sowie die Studien zur erreichbaren Strukturlastabminderung und Flatterstabilität. Diese Studien konnten mit erfolgreichen Ergebnissen abgeschlossen werden. Sie wurden in Abstimmung mit dem Verbundführer LLI durchgeführt, um den Nutzen und die Verwertbarkeit des entwickelten Regelungskonzepts sicherzustellen. Um die Erfolgschancen dieses anspruchsvollen Vorhabens zu verbessern, war ein erhöhter Einsatz von Forschungsressourcen notwendig, der ohne Förderung durch LuFo V-3 nicht möglich oder mit sehr hohen Risiken verbunden gewesen wäre. Die Erprobung der aktuatorbasierten Strukturlastabminderung an einem dafür beim DLR aus Eigenmitteln aufgebauten Prüfstand wird noch durchgeführt werden, da das im derzeit laufenden LuFo VI-1 MODULAR Projekt entwickelte Regelungskonzept darauf aufbaut.

In AP 2.2 wurde die Entwicklung einer neuartigen, drehgeberlosen Aktuatorregelung erfolgreich abgeschlossen. Dazu gehörten umfassende Fallstudien und die Betrachtung der speziellen Luftfahrtanforderungen. Die entwickelten, innovativen Methoden wurden zur Anwendung in einer repräsentativen Laborumgebungen gebracht. Dies wäre ohne LuFo V Förderung nicht erreichbar und mit sehr hohen Risiken verbunden gewesen. Die Förderung erlaubte es darüber hinaus, die Reifmachung der untersuchten Techniken zu beschleunigen. Dieser Zeitvorteil stärkt sowohl die führende Position des DLR in der Forschung, als auch die deutsche Luftfahrtindustrie im internationalen Wettbewerb.

Im Hinblick auf die Komplexität der Forschungsthemen und der erreichten Ergebnisse kann der Einsatz von Projektressourcen in LLARA AP 2.1 somit insgesamt als angemessen bezeichnet werden.

## 2.4. Nutzen und Verwertbarkeit

In AP 2.1 konnte die Wirksamkeit und Machbarkeit einer aktuatorbasierten Strukturlastabminderungsfunktion gezeigt werden. Diese Funktion nutzt die Eigenschaft von Steuerflächen-EMAs, dass die Steifigkeit regelungs-technisch moduliert werden kann. Im Vergleich zu aktuellen, komplexen Lastabminderungssystemen wird eine mit relativ niedrigem systemtechnischen Aufwand und somit kostengünstig umsetzbare Lastabminderungsfunktion bereitgestellt. Insgesamt wird ein Beitrag zur Effizienzsteigerung der EMA-Technologie und zu deren Einsatz in der primären Flugsteuerung künftiger großer Transportflugzeuge geleistet. Ein Ergebnis von AP 2.1, die Beobachtung und Kompensation der veränderlichen Reibung von EMAs, siehe Kapitel 2.6, wird bei der Fachkonferenz R3ASC23 über Luftfahrtaktuatorik vorgestellt. Das im derzeit laufenden LuFo VI-1 MODULAR Projekt entwickelte Konzept einer momentenbasierten Flugsteuerung mit Steuerflächen-EMAs knüpft an die Ergebnisse aus LLARA AP 2.1 an.

In AP 2.2 konnte die Machbarkeit einer drehgeberlosen Regelung eines elektromechanischen Aktuators am anspruchsvollen Anwendungsfall des Querruders aufgezeigt werden. Darüber hinaus wurde ein Konzept entwickelt und getestet, durch das ein Fehler eines sicherheitskritischen Positionssensors zuverlässig diagnostiziert und kompensiert werden kann. Die erarbeiteten Konzepte können perspektivisch Vorteile bei der Integration von EMAs in enge Bauräume, z.B. in schlanke Flügelprofile, bieten und zu einer Reduzierung von Aktuatorgewicht, Rototrägheit und Sensorkosten beitragen. Die zusätzliche Fehlertoleranz kann zudem die Zuverlässigkeit elektromechanischer Aktuatoren erhöhen. Die Verringerung der Hardware-Komplexität kann insgesamt einen Beitrag zur Marktreife und Wettbewerbsfähigkeit elektromechanischer Aktuatoren in modernen Flugsteuerungsarchitekturen leisten. Die Verwertbarkeit der Algorithmen ist dabei nicht auf den Anwendungsfall einer Querruderbetätigung beschränkt. Die Technik lässt sich ebenfalls auf andere Steuerflächen und Stelltriebe in bemannten und unbemannten Luft-, Raumfahrzeugen und Raketen übertragen. Teilergebnisse von AP 2.2 wurden bereits während der Projektlaufzeit in einer referierten Fachzeitschrift (IEEE transactions on transportation electrification) veröffentlicht und auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK) vorgestellt. Eine weitere Publikation im referierten CEAS Aeronautical Journal ist geplant. Eine detaillierte Auflistung aller Veröffentlichungen findet sich in Kap. 2.6.

## 2.5. Relevante Ergebnisse Dritter

Es sind keine F&E-Ergebnisse von dritter Seite bekannt geworden, die für das Vorhaben relevant sind.

## 2.6. Veröffentlichungen

Erfolgte Veröffentlichungen und Konferenzbeiträge:

Nr.	Autor	Titel	Verlag/Konferenz	Jahr
1	Robert Kowalski, Jens Windelberg	Anisotropy Identification for Electromechanical Flight Actuators With Sensorless Rotor Angle Detection	IEEE transactions on transportation electrification	2020
2	Robert Kowalski, Patrick Juchmann	Sensorless control of electro-mechanical flight control actuators	Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DLRK)	2022

Geplante Veröffentlichungen:

Nr.	Autor	Titel	Verlag/Konferenz	Jahr
1	Robert Kowalski, Patrick Juchmann	Sensorless control of electro-mechanical flight control actuators	CEAS Aeronautical Journal	2023
2	Christian Schallert	Friction Estimation for Torque Control of Electro-Mechanical Flight Surface Actuation	R3ASC23 – Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components	2023

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Projektstrukturplan des Verbundprojektes LuFo V-3 LLARA .....	5
Abbildung 2: Schnittstellen zwischen den Verbundpartnern und Arbeitspaketen.....	9
gegeben. $U_{ref}$ ist die von der Flughöhe $h$ abhängige Referenz-Böengeschwindigkeit in EAS, $F_g$ ist ein sog. flight profile alleviation factor, der von der Flughöhe und vom Gewicht abhängt. Für die genauen Einzelheiten wird auf CS 25.341 (a) verwiesen. Abbildung 3 zeigt für verschiedene Böengradienten $H$ die Böengeschwindigkeit $U$ über der Einfluglänge $s$ .....	11
Abbildung 4: Böengeschwindigkeit $U$ in EAS über der Einfluglänge $s$ für verschiedene Böengradienten $H$ nach CS 25.341 (a), für $h = 11000$ m und $F_g = 1$ .....	11
Abbildung 5: Simulation der Antwort des Querruder-Stellantriebs mit Basis-Regelungskonzept auf eine Böe mit Gradient $H = 58$ m bei Flughöhe $h_1 = 11000$ m und Machzahl $M_1 = 0,78$ .....	13
Abbildung 6: Optimierte kombinierte Positions- und Steifigkeitsregelung für Querruder-EMA zur aktuatorbasierten Strukturlastabminderung .....	14
Abbildung 7: Modellierung eines Haft- und Gleitreibungsmoments $TR$ in Abhängigkeit von der Winkelgeschwindigkeit $\varphi$ .....	15
Abbildung 8: Experimentell gemessenes Reibmoment $TR$ in Abhängigkeit von der Winkelgeschwindigkeit $\varphi$ .....	15
Abbildung 9: Schätzung der Haft- und Gleitreibung $Rstic$ und $Rvisc$ des Stellantriebs durch den Beobachter bei einem sinusförmigen Positionskommando von $\pm 0,1$ rad und $T = 1$ s .....	17
Abbildung 10: Simulation der Antwort des Querruder-Stellantriebs mit optimierter Regelung für aktuatorbasierte Strukturlastabminderung und Reibschatzung auf ein rampenförmiges Positionskommando ( $\pm 14,3^\circ$ ).....	19

Abbildung 11: Simulation der Antwort des Querruder-Stellantriebs mit optimierter Regelung und Reibsschätzung auf eine Böe mit $H = 58$ m bei Flughöhe $h_1 = 11000$ m und Machzahl $M_1 = 0,78$ (vgl. Abbildung 5) .....	20
Abbildung 12: Oberste Ebene eines Flugzeug-Modells für die Simulation von Manöver- und Böenlasten ....	21
Abbildung 13: Teile des in Abbildung 12 gezeigten Flugzeug-Modells zur Beschreibung der Massenverteilung und Elastizität, der aerodynamischen und Antriebskräfte, sowie der Belastung der Struktur .....	22
Abbildung 14: Schema der Schnittstellen der gekoppelten Flugzeug- und Aktuator-Modelle .....	23
Abbildung 15: Lastverlauf beim Auftreten einer Böe (a), mit Norm1 normierter Lastverlauf (b) .....	24
Abbildung 16: Lastverlauf ohne bzw. mit aktuatorbasierter LAF beim Auftreten einer Böe .....	24
Abbildung 17: Reaktion des Querruder-Stellantriebs (Simulation des Gesamtmodells) mit LAF beim Einflug in eine Böe, Beginn bei $t = 1$ s, Flugzustand $v_c / M_c$ - Tabelle 1 Fall (4) .....	26
Abbildung 18: Verlauf des Flügelwurzel-Biegemoments entsprechend Norm1 (12) ohne bzw. mit LAF beim Durchfliegen einer Böe, Beginn bei $t = 1$ s, Flugzustand $v_c / M_c$ - Tabelle 1 Fall (4) .....	27
Abbildung 19: Verlauf des Querruder-Scharnermoments entsprechend Norm1 ohne bzw. mit LAF beim Durchfliegen einer Böe, Beginn bei $t = 1$ s, Flugzustand $v_c / M_c$ - Tabelle 1 Fall (4) .....	27
Abbildung 20: Stationäre Lastmomente an den betrachteten Stationen des Flügels, normiert mit dem stationären Biegemoment an der Flügelwurzel.....	28
Abbildung 21: Transiente maximale Lasten an den betrachteten Stellen des Flügels, mit dem jeweiligen stationären Lastmoment laut Norm1 skaliert, beim Einflug in eine Böe bei $v_c / M_c$ - Tabelle 1 Fall (4) .....	29
Abbildung 22: Mithilfe der aktuatorbasierten LAF erzielte relative Änderung der Lastamplituden an den betrachteten Stellen des Flügels beim Einflug in eine Böe bei $v_c / M_c$ - Tabelle 1 Fall (4).....	29
Abbildung 23: Maximale Flügelwurzel-Biegemomente, mit dem stationären Wert entsprechend Norm1 skaliert, beim Durchfliegen einer Böe laut Tabelle 1 Fall (1), (2), (3) und (4) $v_c / M_c$ .....	30
Abbildung 24: Durch aktuatorbasierte LAF erreichte relative Änderung der Flügelwurzel-Biegemoment-Amplituden beim Einflug in Böen laut Tabelle 1 Fall (1), (2), (3) und (4) $v_c / M_c$ , vgl. Abbildung 23 .....	30
Abbildung 25: Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik bei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten $v$ .....	33
Abbildung 26: Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik (vgl. Abbildung 25) bei verschiedenen Geschwindigkeiten $v$ , Ansicht auf strukturelastische Schwingungsmoden.....	34
Abbildung 27: $v$ - $D$ Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden (vgl. Abbildung 26 und Abbildung 28) .....	35
Abbildung 28: $v$ - $f$ Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden (vgl. Abbildung 26 und Abbildung 27) .....	36
Abbildung 29: Zeitverläufe der Auslenkungen $X_f$ einiger strukturelastischer Moden bei $v = 260$ m/s (a) und $v = 309$ m/s (b).....	36
Abbildung 30: Pole der Flugzeug-Gesamtdynamik inklusive der Querruder-EMAs mit Regelung und Lastabminderungsfunktion bei verschiedenen Geschwindigkeiten $v$ , Ansicht auf strukturelastische Schwingungsmoden (vgl. Abbildung 26) .....	37
Abbildung 31: $v$ - $D$ Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden der Gesamtsystemdynamik mit EMAs und Lastabminderungsfunktion (vgl. Abbildung 30 und Abbildung 27).....	38
Abbildung 32: $v$ - $f$ Diagramm ausgewählter strukturelastischer Moden der Gesamtsystemdynamik mit EMAs und Lastabminderungsfunktion (vgl. Abbildung 30 und Abbildung 28).....	39
Abbildung 33: FoFLab-Prüfstand .....	39
Abbildung 34: Versuchsaufbau des FoFLab-Prüfstands .....	40
Abbildung 35: Schaltschrank mit Steuer- und Überwachungsgeräten (links in (a)), sowie Leistungselektronik und Anschluß an das Drehstromnetz (b) .....	41
Abbildung 36: Antriebsstrang des Forschungsaktuators .....	43
Abbildung 37: Forschungsaktuator.....	43
Abbildung 38: Kaskadierte Positionsregelung .....	44

Abbildung 39: Signalfluss der Motorkontrolleinheit.....	45
Abbildung 40: Querruderprüfstand im Einzelaktuator-Betrieb.....	45
Abbildung 41: Lastpfad im Aktiv-Aktiv-Betrieb.....	46
Abbildung 42: Signalflussdiagramm des Querruderprüfstandes .....	46
Abbildung 43: Konzept einer drehgeberlosen Positionsregelung.....	47
Abbildung 44: Injektionsmuster der alternierenden Injektion .....	48
Abbildung 45: Fehlertolerante Regelung des Aktuators .....	49
Abbildung 46: Detaillierte Darstellung der Regler-Basiskonfiguration .....	50
Abbildung 47: Bode-Diagramm der geschlossenen Regelkreise der Basiskonfiguration im linearisierten System .....	51
Abbildung 48: Demontierter PMSM des Aktuators mit Drehgeber auf Rotorwelle .....	52
Abbildung 49: Testaufbau zur Motoridentifikation.....	53
Abbildung 50: Testsequenz zur Identifikation von $L_{dd}$ und $L_{qd}$ für den Betriebspunkt [ $I_d = 2A, I_q = -2A$ ] .....	53
Abbildung 51: Mittels Tests bestimmte Induktivitäten in Abhängigkeit des Motorstroms bei $\varphi_{el} = 0^\circ$ .....	54
Abbildung 52: Anisotropiekoeffizient in Abhängigkeit des Motorstroms bei $\varphi_{el} = 0^\circ$ .....	55
Abbildung 53: Rotorlageabhängigkeit des Anisotropiekoeffizienten an drei beispielhaften Betriebspunkten [ $I_d, I_q$ ] .....	55
Abbildung 54: Minimaler Anisotropiekoeffizient bei einer Motorumdrehung .....	56
Abbildung 55: FEM-Modell mit erzeugtem Mesh .....	56
Abbildung 56: Sättigungsverhalten von Rotor- und Statorblech.....	57
Abbildung 57: Mittels FEM bestimmte Induktivitäten in Abhängigkeit des Motorstroms bei $\varphi_{el} = 0^\circ$ .....	58
Abbildung 58: Magnetische Flussdichteverteilung in Abhängigkeit der Stromstärke bei $\varphi_{el}=0^\circ$ .....	58
Abbildung 59: Rotorlageabhängigkeit des Anisotropiekoeffizienten bei [ $I_d = 6A, I_q = 0A$ ] .....	59
Abbildung 60: Magnetische Flussdichteverteilung in Abhängigkeit der Rotorlage .....	59
Abbildung 61: Black-Box-Ansatz zur Identifikation von Fehlspannungen [36] .....	60
Abbildung 62: Fehlspannungen Phase A.....	61
Abbildung 63: Fehlspannungen Phase B .....	61
Abbildung 64: Fehlspannungen Phase C .....	62
Abbildung 65: Charakteristischer Schaltzyklus bei variierenden Stromstärken.....	62
Abbildung 66: Reale Schaltvorgänge im Vergleich zum Idealverhalten bei variierender Stromstärke .....	63
Abbildung 67: Implementierung des Startverfahrens .....	64
Abbildung 68: Implementierung des alternierenden Injektionsverfahrens .....	65
Abbildung 69: Implementierung des Back-EEMF-Verfahrens.....	65
Abbildung 70: Hybride Umschaltung zwischen drehgeberlosen Verfahren .....	66
Abbildung 71: Kompensation von Fehlspannungen der Leistungselektronik.....	67
Abbildung 72: Degradierung des dynamischen Reglerverhaltens (rot markiert).....	68
Abbildung 73: Reduzierte Reglerdynamiken im sensorlosen Betrieb im Vergleich zur Basiskonfiguration im Bode-Diagramm .....	68
Abbildung 74: Analytisch-redundante Berechnung des Aktuatorhubes .....	69
Abbildung 75: Zustandsautomat zur Rekonfiguration nach Sensorfehler .....	70
Abbildung 76: Architektur der Resolver-basierten Regelung .....	70
Abbildung 77: Sprungantworten ohne Last bei verschiedenen Amplituden .....	71
Abbildung 78: Rotorlageschätzer bei Sprungantwort ohne Last und mittlerem Aktuatorhub .....	72
Abbildung 79: Sprungantwort unter Last .....	73
Abbildung 80: Bode-Diagramm ohne Last bei mittlerer Stellamplitude .....	74
Abbildung 81: Lastsprung .....	75
Abbildung 82: Hysteresekurven .....	75
Abbildung 83: Flugprofil .....	76

## Literaturverzeichnis

- [1] C. Schallert und R. Kowalski, „LuFo V-3 LLARA Zwischenbericht 5. Projekthalbjahr,“ 17.02.2021.
- [2] C. Schallert und R. Kowalski, „LuFo V-3 LLARA Zwischenbericht 6. Projekthalbjahr,“ 03.08.2021.
- [3] D. Arriola und F. Thielecke, „Design of Fault-Tolerant Control Functions for a Primary Flight Control System with Electromechanical Actuators,“ *IEEE AUTOTESTCON*, 2015.
- [4] D. Arriola und F. Thielecke, „Model-based design and experimental verification of a monitoring concept for an active-active electromechanical aileron actuation system,“ *Elsevier Mechanical Systems and Signal Processing*, pp. 322-345, 14 März 2017.
- [5] J. W. A. G. J. Bennett, „Fault-tolerant design considerations and control strategies for aerospace drives,“ *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, pp. 2049-2058, 2012.
- [6] J. W. Bennet, „Fault Tolerant Electromechanical Actuators for Aircraft,“ Newcastle University, 2010.
- [7] P. P. Acarnley und J. F. Watson, „Review of Position-Sensorless Operation of Brushless Permanent-Magnet Machines,“ *IEEE*, 2006.
- [8] J.-C. Maré, *Aerospace Actuators 2*, London: ISTE Ltd, 2017.
- [9] T. Orlik, *Modellierung und sensorlose Regelung permanenterregter Synchronmaschinen unter Berücksichtigung des Sättigungsverhaltens*, Sierke Verlag, 2014.
- [10] J.-P. Conard, E. Gilson und F. Labrique, „Sensorless speed control of an asynchronous motor- A military aircraft application,“ *Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components*, Toulouse, 2004.
- [11] S. Green, D. J. A. M. B. Atkinson und A. King, „Sensorless operation of a fault tolerant PM drive,“ *Proc. Inst. Elect. Eng.—Electr.*, 2003.
- [12] N. Fezans, J. Schwitthal und D. Fischenberg, „In-flight remote sensing and identification of gusts, turbulence, and wake vortices using a Doppler LIDAR,“ *CEAS Aeronautical Journal*, pp. 313-333, 2017.
- [13] F. L. J. van der Linden, „Verminderung von an einem Luftfahrzeug auftretenden Böenlasten“. Germany Patent 102016117638.9, September 2016.
- [14] C. Schallert und R. Kowalski, „LuFo V-3 LLARA Zwischenbericht 2. Projekthalbjahr,“ 25.07.2019.
- [15] European Aviation Safety Agency, *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 22*, 5th November 2018.
- [16] T. M. Kier und G. H. N. Looye, „Unifying manoeuvre and gust loads analysis models,“ in *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*, 2009.
- [17] M. J. Reiner, *Modellierung und Steuerung von strukturelastischen Robotern*, München, 2010.
- [18] D. Beckmann, M. Wielitzka, M. Dagen und T. Ortmaier, „Online-Parameterschätzung mit sensitivitätsbasierter Anregungsüberwachung eines mechatronischen Antriebssystems,“ *VDI-Berichte Nr. 2268*, 2015, S. 53 - 63, 2015.
- [19] H. Olsson und K. J. Astrom, „Observer-Based Friction Compensation,“ in *Proceedings of the 35th Conference on Decision and Control*, pp. 4345-4350, Kobe, Japan, 1996.
- [20] F. Schütte, S. Beineke, A. Rolfsmeier und H. Grotstollen, „Online identification of mechanical parameters using extended Kalman Filters,“ in *IEEE Industry Applications Society, Annual Meeting in New Orleans, Louisiana, USA*, 1997.

- [21] C. Schwarz, J. Brembeck und B. Heckmann, „Dynamics observer for the longitudinal behaviour of a wheelset on a roller rig,” *Journal of Rail and Rapid Transit*, 2019.
- [22] C. Schwarz und A. Keck, „Observer Synthesis for the Adhesion Estimation of a Railway Running Gear,” in *IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline)*, pp. 844-849, Joint Conference 8th IFAC Symposium on Mechatronic Systems and 11th IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems, Wien, Österreich, 2019.
- [23] G. Welch und G. Bishop, „An Introduction to the Kalman Filter,” TR 95-041, Department of Computer Science, University of North Carolina, Chapel Hill, NC 27599-3175, 2006.
- [24] T. M. Kier und J. Hofstee, „VarLoads - eine Simulationsumgebung zur Lastenberechnung eines voll flexiblen, freifliegenden Flugzeugs,” in *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress (DGLRK)*, 2004.
- [25] T. M. Kier und G. H. N. Looye, „Unifying Manoeuvre and Gust Loads Analysis Models,” in *International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (IFASD)*, 2009.
- [26] T. M. Kier, R. Müller und G. H. N. Looye, „Analysis of Automatic Control Function Effects on Vertical Tail Plane Critical Load Conditions,” in *AIAA SciTech 2020 Forum AIAA 2020-1621*, doi 10.2514/6.2020-1621, 2020.
- [27] J. Dillinger, T. Klimmek, M. M. Abdalla und Z. Gürdal, „Stiffness Optimization of Composite Wings with Aeroelastic Constraints,” *Journal of Aircraft* 50 (4), pp. 1159 - 1168, 2013.
- [28] W. Tian, Z. Yang, Y. Gu und Y. Ouyang, „Aeroelastic Tailoring of a Composite Forward-Swept Wing Using a Novel Hybrid Pattern Search Method,” *Journal of Aerospace Engineering*, pp. 04016056-1 - 04016056-15, July 2016.
- [29] M. Wüstenhagen, T. Kier, M. Pusch, D. Ossmann, M. Y. Meddaikar und A. Hermanutz, „Aeroservoelastic Modeling and Analysis of a Highly Flexible Flutter Demonstrator,” in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, June 25-29, 2018, AIAA 2018-3150*, Atlanta, Georgia, USA.
- [30] P. M. Suh, H. J. Conyers und D. N. Mavris, „Rapid State Space Modeling Tool for Rectangular Wing Aeroservoelastic Studies,” in *AIAA SciTech Modeling and Simulation Technologies Conference, 5-9 January 2015*, Kissimmee, Florida, USA.
- [31] T. Luspay et al., „Flight control design for a highly flexible flutter demonstrator,” in *AIAA Scitech 2019 Forum, 7-11 January 2019, AIAA 2019-1817*, San Diego, California, USA.
- [32] R. Kowalski, F. Möller, P. Gallun und A. Bierig, „Test Facility for Electro-Mechanical Actuation Systems,” in *International Workshop on Aircraft System Technologies*, Hamburg, 2019.
- [33] R. Kowalski, „Deliverable 2.2.4: Gesamtkonzept Fehlertolerante und sensorminimale Regelung,” 29.03.2019.
- [34] Z. Chen, M. Tomita, S. Ichikawa, S. Doki und S. Okuma, „Sensorless Control of Interior Permanent Magnet Synchronous Motor by Estimation of an Extended Electromotive Force,” *Industry Applications Conference, 2000. Conference Record of the 2000 IEEE. Vol. 3. IEEE*, 2000.
- [35] M. Corley und R. Lorenz, „Rotor position and velocity estimation for a salient-pole permanent magnet synchronous machine at standstill and high speeds,” in *IEEE Transactions on Industry Applications* 34.4, 1998.
- [36] S. Kellner, „Parameteridentifikation bei permanenterregten Synchronmaschinen,” Doktorarbeit, Erlangen, 2012.