

**PB-Nr. FST-PB-2024-399**

---

# **Abschlussbericht**

## **für den Berichtszeitraum 01.04.2020 – 30.06.2024**

---

zum Vorhaben

### **FASCINATION**

#### **(Betätigung und Schräglaufferkennung für ein montagefreundliches Hochauftriebssystem)**

---

Zuwendungsempfänger	Technische Universität Hamburg
Förderkennzeichen	20Y1902B
Erstellungsdatum	22.01.2025
Laufzeit des Vorhabens	01.04.2020 – 30.06.2024
Berichtersteller	Konstantin Krall, M.Sc. Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke

---

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages



---

## Inhaltsverzeichnis

1.	Kurzdarstellung des Vorhabens.....	5
1.1...	Aufgabenstellung.....	5
1.1.1.	Gesamtziele des Vorhabens	5
1.1.2.	Technische Arbeitsziele des Vorhabens	5
1.2...	Planung und Ablauf des Vorhabens .....	6
1.3...	Stand der Wissenschaft und Technik .....	7
1.4...	Zusammenarbeit im Verbund und mit anderen Stellen.....	7
2.	Ausführliche Darstellung der Projektergebnisse .....	9
2.1...	Wissenschaftlich/technische Ergebnisse.....	9
2.1.1.	AP 1.1 Anforderungsdefinition	9
2.1.2.	AP 2.1 Entwicklung Non-Penetrating Plug&Fly Slat-Modul	9
2.1.3.	AP 2.2 Plug&Fly Flap Kinematik mit hochintegrierter Aktuatorik	9
2.1.4.	AP 3.1 Antriebssystemarchitektur für Plug&Fly Flap und Slat	9
2.1.5.	AP 4.1 Validierung der Konzepte zur Klappenschräglauferkennung im Slat-System	16
3.	Anhang .....	23
3.1...	Veröffentlichungen, Vorträge .....	23
4.	Abbildungsverzeichnis.....	24
5.	Tabellenverzeichnis.....	24
6.	Literaturverzeichnis .....	25



# 1. Kurzdarstellung des Vorhabens

## 1.1. Aufgabenstellung

In den folgenden Abschnitten werden die Gesamtziele des Vorhabens sowie die technischen Arbeitsziele dargelegt, welche die Aufgabenstellung des Vorhabens definieren.

### 1.1.1. Gesamtziele des Vorhabens

Ziel des Verbundvorhabens FASCINATION war die anwendungsorientierte Forschung an Klappensystemkonzepten, die durch einen modularen Ansatz die Montageeffizienz signifikant steigern und reduzierte Durchlaufzeiten ermöglichen. Die modularen Klappensysteme zeichnen sich durch einen möglichst hohen Grad der Vormontierbarkeit aus, sodass weniger Arbeitsschritte zur Montage der Klappenmodule am Flügel notwendig sind („Plug&Fly“). Durch die größere Unabhängigkeit von umliegenden Systemen, im Speziellen des Flügels, lassen sich die Module parallel zur herkömmlichen Flugzeugmontage vormontieren. Um dieses Ziel zu erreichen, müssen die Schnittstellen des Klappensystems zu anderen Systemen reduziert/vereinfacht werden.

Ziel des beauftragten Teilvorhabens „Betätigung und Schräglauferkennung für ein montagefreundliches Hochauftriebssystem“ war hierbei die Entwicklung von Plug&Fly-gerechten Konzepten für Betätigung und Monitoring des Klappensystems. Angestrebt war hierbei zum einen Klappensystem und Flügelstruktur und zum anderen die Klappenmodule untereinander zu entflechten. Zur Implementierung einer entsprechenden Betätigung wurden innovative Antriebskonzepte untersucht. Diese versprechen einen geringeren Integrationsaufwand im Flügel verglichen mit einer klassischen Wellentransmission im Flügel mit zentraler Position Control Unit (PCU). Hieran anschließend wurde ein intelligentes Monitoring-Konzept entwickelt, das ein asymmetrisches Ausfahren der Klappen (z.B. durch Klemmfälle) detektiert und somit die Eliminierung der gemeinsamen Wellenverbindung erst ermöglicht. Ziel des Monitoring-Konzepts war zudem die Detektion eines Schräglaufs der Klappen (skew) und eine darauffolgende intelligente Drosselung der Antriebsleistung einzuleiten. Dies ermöglicht den Verzicht auf Torque-Limiter, die klassischerweise das Antriebsmoment im Fehlerfall in die Flügelstruktur einleiten. Hierdurch entfallen weitere Schnittstellen zwischen Klappenmodul und umliegenden Systemen, was die Plug&Fly-Fähigkeit steigert. Hinzu kommt, dass eine Schräglauferkennung für die Slat aufgrund gesteigerter Behördenanforderungen für zukünftige Flugzeugprogramme voraussichtlich verpflichtend sein wird.

### 1.1.2. Technische Arbeitsziele des Vorhabens

Das übergeordnete Ziel des Gesamtvorhabens war die Erhöhung der Montageeffizienz von Klappensystemen durch Reduktion des Integrationsaufwands. Im Partnervorhaben wurden daher verschiedene Innovationsziele verfolgt.

Die Entwicklung von montagegerechten Klappensystem-Modulen stand im Fokus, wobei ein besonderer Schwerpunkt auf die Slat-Systeme an der Flügelvorderkante gesetzt wird. Eine Entflechtung von Klappenantrieb und Flügelstruktur durch die Entwicklung autarker Antriebssysteme (z.B. Einzelklappenantriebe statt einem gemeinsamen Wellenstrang) wurden hierbei als umsetzbare Konzepte untersucht. Ein weiteres Arbeitsziel war anhand der Integration eines geeigneten Monitoringsystems definiert. Hierbei bestand das Ziel in der Eliminierung der Gefahr asymmetrischen Verfahrens

bei mechanischer Entkopplung der Klappenmodule und Erkennung von Klappenschiefstellungen. Zur Validierung der Auslegungs- und Simulationsergebnisse der Antriebs- und Monitoringkonzepte des Slat-Moduls wurde ein flexibel einsetzbarer Systemprüfstand mit leicht anpassbaren Steifigkeiten und Lasteinleitung entwickelt.

### **1.2. Planung und Ablauf des Vorhabens**

Das geförderte Vorhaben der TUHH gliederte sich in die Arbeitspunkte 1.1 „Flugzeug Referenzdaten“, 2.1 „Entwicklung Non-Penetrating Plug&Fly Slat-Modul“, 2.2 „Plug&Fly Flap Kinematik mit hochintegrierter Aktuatorik“, 3.1 „Antriebssystemarchitektur für Plug&Fly Flap und Slat“ und 4.1 „Validierung der Konzepte zur Klappenschräglaufererkennung im Slat-System“.

In Arbeitspunkt 1.1 wurden die Anforderungen zu Beginn des Projekts definiert. Diese bildeten die Basis für die anschließende Entwicklung der verschiedenen Konzepte (Struktur, Betätigung, Schräglaufererkennung) für die Klappen (Slats, Flaps). Hierbei wurde die Entwicklung innovativer Flügelkonzepte berücksichtigt, aus denen herausfordernde Bedingungen aufgrund der schlanken Profile resultieren.

Ziel des Arbeitspunkts 2.1 war die Entwicklung eines P&F-Konzepts für eine Slat. Der Fokus lag hierbei auf der Vermeidung der Penetration des Front-Spars. Daher sollte ein innovatives Konzept aus Kinematik und Aktuatorik entwickelt werden.

In ähnlicher Weise war geplant in AP 2.2 ein P&F-Konzept für eine Flap entwickelt werden. Um eine Montagezeitverkürzung zu erreichen und Gewicht einzusparen, war hierbei der Ansatz einer Integration von Aktuatorik und Struktur vielversprechend. Die Herausforderung lag hierbei in der Entwicklung von Kinematikkonzepten, die eine intelligente Integration der Aktuatorik zulassen.

In Arbeitspunkt 3.1 wurde ein Antriebs- und ein Schräglaufererkennungssystem für die Vorder- und Hinterkante auf Basis der in HAP1 definierten Anforderungen mittels Trade-Studien ermittelt. Hierbei wurden zunächst verschiedene Antriebs- und Transmissionskonzepte ermittelt und bewertet. Anschließend wurden Systeme und Komponenten auf Basis der in HAP1 festgelegten Anforderungen vorausgelegt. Für diese vorausgelegten Systemkonzepte wurden Simulationsmodelle erstellt, um eine Leistungsbewertung durchführen zu können. Zudem wurden u.a. Systemgewichte und der jeweilige Bauraumbedarf sowie die operationelle Verfügbarkeit für eine Bewertung auf Gesamtsystemebene bestimmt. Auf Basis einer Analyse des Standes der Technik wurden Konzepte für Schräglaufererkennungssysteme entwickelt. Diese Konzepte sind sowohl für das Vorderkanten- als auch das Hinterkantensystem anwendbar. Abschließend wurden im Rahmen einer Trade-Studie Kombinationen von Antriebssystem- und Schräglaufererkennungskonzepten auf Systemebene anhand vorab definierter Zielfunktionen bewertet. Auf Basis dieser Bewertung wurde ein Gesamtkonzept für die Integration in das Hochauftriebsgesamtssystem ausgewählt.

Im letzten Arbeitspunkt 4.1 wurden die entwickelten Antriebs- und Schräglaufererkennungskonzepte am Beispiel des Vorderkantensystems hinsichtlich ihrer Funktionalität überprüft. Hierzu wurde ein geeigneter Prüfstand entwickelt und aufgebaut. Um möglichst viele Randbedingungen für die Validierungstests verändern zu können, wurde der Prüfstand anpassungsfähig gestaltet. Weiterhin wurde eine positions- und kraftvariable Lasteinbringung zur möglichst realitätsnahen Abbildung der Klappenlasten vorgesehen.

### **1.3. Stand der Wissenschaft und Technik**

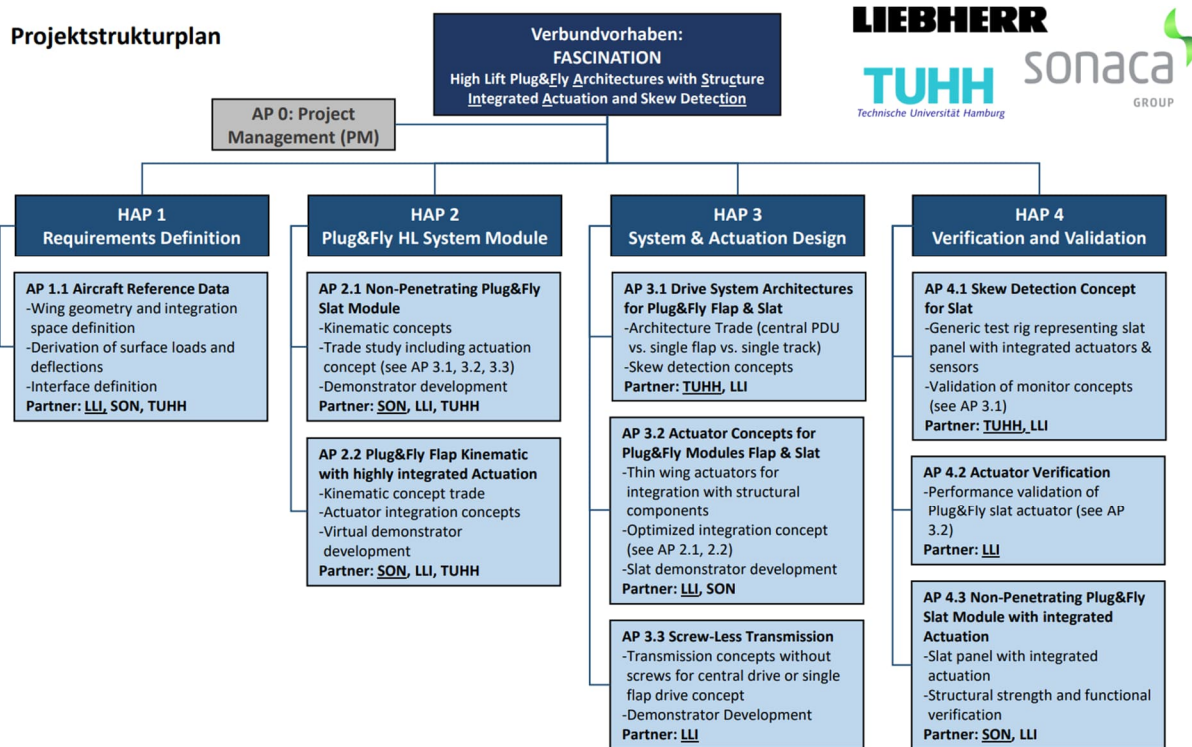
Der Design-for-Assembly-Ansatz hat sich in anderen Bereichen des Flugzeugbaus als probates Mittel zur Reduktion der Montageaufwände erwiesen [1]. Ein Aspekt des Ansatzes ist das Zusammenfassen von Bauteilen zu Modulen, die wiederum über möglichst wenige definierte Schnittstellen an das Gesamtprodukt angefügt werden können. Um dieses Prinzip auf Hochauftriebssysteme zu übertragen, wird in diesem Projekt ein vormontiertes Klappensystem mit möglichst großer Unabhängigkeit von umliegenden (Klappen-) Bauteilen angestrebt. Konventionelle Klappensysteme werden von einer zentralen Antriebseinheit (PCU) angetrieben und über eine Antriebswelle gemeinsam verfahren. Bei Brüchen im Antrieb kann ein Klappenschräglauf bei diesem Prinzip durch Flap-Interconnection-Struts verhindert werden. Zur Erkennung von Klemmfällen in klassischen Slat-Systemen werden Torque-Limiter eingesetzt. Diese leiten das Antriebsmoment bei Überschreiten eines Grenzwertes (Klemmfall) in die Flügelstruktur ab. Ein weiterer Systemlastbegrenzer vor der PCU führt dann zum Abschalten des Antriebs. Aufgrund des zentralen Antriebskonzepts und der Verbindungen der Klappenkörper untereinander, führt dieses klassische System jedoch zu hohen Integrationsaufwänden in der Final Assembly Line. Daher ist die klassische Schräglaufvermeidung via Interconnection-Strut aus Sicht des Design-for-Assembly-Ansatzes verbesserungswürdig.

Die Entwicklung spannweitig differenziert setzbarer Flaps hat zur Entwicklung von Schräglauferkennungskonzepten geführt, die keiner Verbindung mehrerer Flaps bedürfen [2][3]. So kann der Airbus A350 die inneren und äußeren Flaps unabhängig voneinander setzen. Die Schräglauferkennung wird hierbei über eine Kombination von Winkelsensoren am Klappengelenk (Dropped-Hinge) und Kraftsensoren an den Antriebswellen (Drive-Struts) gewährleistet. Das Antriebskonzept der Flaps basiert jedoch weiterhin auf einer zentralen PCU, lediglich die äußeren Flaps sind über ein Differenzialgetriebe unabhängig steuerbar [4]. Daher ist das Antriebskonzept für ein hochintegriertes Flap-Modul nur bedingt geeignet.

Dies gilt auch für das Antriebskonzept der Slats, da diese klassisch von einer zentralen PCU angetrieben sind. Das Schräglauferkennungskonzept der Slats des A350 nutzt statt der Torque Limiter sogenannte Torque Sensing Units. Diese messen das Drehmoment an der PCU. Weicht dieses zu stark von dem im Control Computer hinterlegten Schwellwerten ab, wird auf einen Klemmfall geschlossen und das System gestoppt [4]. Aufgrund der Positionierung des Drehmomentsensors an der PCU ist dieser Ansatz für ein hochintegriertes Slat-Modul ungeeignet, da ein Testen des Moduls vor Einbau nicht oder nur eingeschränkt möglich ist. Die Nutzung von Momentsensoren zur Klemmfallerkennung ist jedoch prinzipiell auch für hochintegrierte Einzelklappenmodule interessant.

### **1.4. Zusammenarbeit im Verbund und mit anderen Stellen**

In den Arbeitspaketen AP 1.1 „Flugzeug Referenzdaten“, AP 2.1 „Entwicklung Non-Penetrating Plug&Fly Slat-Modul“, 2.2 „Plug&Fly Flap Kinematik mit hochintegrierter Aktuatorik“ war eine enge Zusammenarbeit zwischen den Partnern erforderlich, um die Anforderungen und Konzepte, welche die Grundlage für das restliche Projekt darstellen, eindeutig definieren zu können. In den folgenden Arbeitspaketen in HAP 3 und HAP 4 unterteilten sich die Arbeiten in Einzelarbeiten und Kooperationen zwischen den Partnern. Eine Übersicht der Arbeitspakete ist in Abbildung 1 dargestellt.



**Abbildung 1: Projektstrukturplan**

Für eine erfolgreiche Durchführung erforderten die Arbeiten eine sehr enge Kooperation und Verzahnung zwischen allen Projektpartnern, um die Vorgaben aus dem Design des Referenzflugzeugs in HAP 1 eindeutig definieren zu können. In den folgenden Prozessschritten AP 3.1 und AP 4.1 war darüber hinaus ein reger Austausch zwischen den Partnern *Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH* (LLI) und TUHH notwendig. Während die TUHH mit ihrer Expertise die methodische Arbeit in diesen Arbeitspaketen übernahm, steuerte LLI mit ihrem Fachwissen bei.

Es fand keine Zusammenarbeit mit anderen Stellen außerhalb des Verbunds statt.

## 2. Ausführliche Darstellung der Projektergebnisse

### 2.1. Wissenschaftlich/technische Ergebnisse

Die wissenschaftlichen und technischen Ergebnisse der TU Hamburg werden im Folgenden für die Arbeitspakete AP 1.1, AP 2.1, AP 2.2, AP 3.1 und AP 4.1 dargestellt.

#### 2.1.1. AP 1.1 Anforderungsdefinition

In diesem Arbeitspaket wurde gemeinschaftlich mit den Partnern eine Anforderungsliste aufgestellt. Hierbei wurden die Flügelgeometrie sowie die Schnittstellen und der daraus resultierende Bauraum für die Plug&Fly-Module und die aerodynamischen Lasten, welche auf die Klappen wirken, definiert. Die geometrischen Referenzdaten des Flugzeugs basieren auf einem *Airbus A320*.

Hieraus resultierten zunächst initiale Referenzdaten, welche für die parallele Bearbeitung in anderen Arbeitspaketen genutzt wurden. Die initialen Referenzdaten wurden weiter ausgearbeitet und mündeten in der finalen Spezifikation, welche die Grundlage für die weiteren Arbeiten darstellte.

#### 2.1.2. AP 2.1 Entwicklung Non-Penetrating Plug&Fly Slat-Modul

In diesem Arbeitspaket hat die TUHH eine beratende Rolle eingenommen und hat mit ihrem Know-How bei der Erforschung von Non-Penetrating Plug&Fly Slat-Modulen unterstützt. Die Konzeptentwicklung für Non-Penetrating Plug&Fly Slat-Module wurde seitens des Partners LLI durchgeführt. Die TUHH konnte die entwickelten Konzepte sichten, analysieren und bewerten.

Im Laufe des Projekts resultierte die Erkenntnis, dass das Konzept eines Non-Penetrating Slat-Moduls nicht zielführend ist. Somit wurde der Fokus dieses Arbeitspakets auf den Aspekt der Plug&Fly Modularität gelegt. In diesem Zuge wurde ein Modul-Konzept entwickelt, welches den Fertigungs- und Montageaufwand der Slat-Betätigungsarchitektur deutlich minimiert. Es wurde hierbei darauf geachtet, dass das Betätigungssystem in Teilen modular gefertigt werden kann. Ebenso wurde darauf geachtet, dass ergonomisch vorteilhaftere Montagemöglichkeiten genutzt werden können. Basierend auf dem Ansatz der modularen Fertigung und der Reduktion der Schnittstellen wurde ein Slat-Modul konzipiert, welches eine Reduktion der Montageaufwände verspricht.

#### 2.1.3. AP 2.2 Plug&Fly Flap Kinematik mit hochintegrierter Aktuatorik

Analog zu AP 2.1 hat die TUHH auch in diesem Arbeitspaket eine beratende Rolle eingenommen und hat auch hier durch ihre Expertise bei der Erforschung einer Plug&Fly Flap Kinematik mit hochintegrierter Aktuatorik unterstützt.

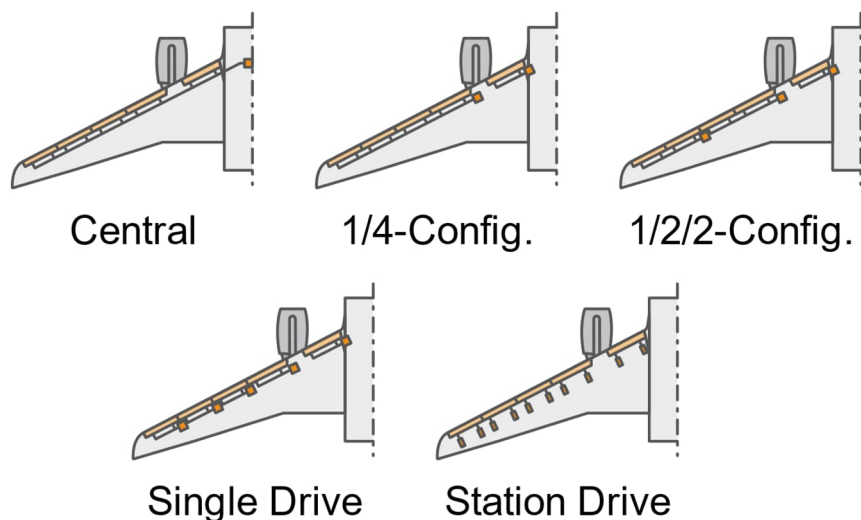
Im Laufe des Projekts fiel der Fokus der Arbeiten auf das Slatsystem an der Vorderkante, da in diesem Bereich eine höhere Forschungsrelevanz bestand. Durch diese Priorisierung und der daraus folgenden Änderung der Projektzielsetzung, entstand die Einigung die Arbeiten in AP 2.2 einzustellen.

#### 2.1.4. AP 3.1 Antriebssystemarchitektur für Plug&Fly Flap und Slat

In diesem Arbeitspaket wurden verschiedene Konzepte für Antriebssystemarchitekturen des Hochauftriebssystems untersucht. Aufgrund der Änderung des Projektfokus auf die Systeme an der Flügelvorderkante, wurde in diesem Arbeitspaket die Antriebssystemarchitektur der Slats, jedoch nicht der Flaps untersucht.

Diese Antriebssysteme wurden vorausgelegt und modelliert, um die Konzepte untereinander vergleichen zu können. Die Ergebnisse der Vorauslegung und Modellierung wurden in den Trade-Studien genutzt, um Vor- und Nachteile der Entwürfe aufzuzeigen und final ein Konzept für die Validierung und Verifizierung durch einen Demonstrator in AP 4.1 auszuwählen.

Die Methodik sowie die Ergebnisse der Vorauslegung und Modellierung der Antriebssystemkonzepte sind detailliert in [5] dargestellt. Im Rahmen des AP 3.1 wurden fünf verschiedene Antriebssysteme basierend auf der in AP 1.1 definierten Referenzkonfiguration untersucht. Diese sind in Abbildung 2 graphisch dargestellt.



**Abbildung 2: Untersuchte Antriebssystemarchitekturen**

Um einen Vergleich zu herkömmlichen Antriebssystemen ziehen zu können, wurde zunächst das konventionelle Zentralantriebssystem untersucht. Als Antrieb für beide Flügelseiten fungiert hierbei eine Power Control Unit (PCU), die zentral im Rumpf platziert ist. Aus Redundanzgründen ist die PCU an zwei unabhängige Versorgungssysteme angeschlossen und verfügt über zwei Motoren. Über einen Wellenstrang, der mittels verschiedener Getriebe und Lager durch den Flügel geführt wird, werden die Geared Rotary Actuators (GRA) angetrieben, die mit den Slats verbunden sind. Um im Fehlerfall die Wellentransmission zu stoppen, sind am Ende der Welle sowie an der PCU Bremssysteme integriert.

Ein großer Nachteil des Zentralantriebskonzepts besteht darin, dass die Montage dieser Architektur sehr aufwendig ist und erst in der Endmontage direkt am Flügel durchgeführt werden kann, was in ergonomischen Herausforderungen für die Monteure und längeren Fertigungszeiten resultiert. Aus diesem Grund wurden, ausgehend vom konventionellen Antriebssystem, Architekturen betrachtet, bei denen die Antriebssysteme unterschiedliche Segmentierungen aufweisen.

Die erste Architektur, welche im Kontext der Segmentierung des Antriebssystems untersucht wurde, wird im Folgenden als 1-4-Konfiguration bezeichnet und ist ebenso in Abbildung 2 graphisch dargestellt. Diese Antriebsarchitektur ist je Flügelseite in zwei Bereiche segmentiert. Ein Bereich besteht hierbei aus einem Einzelklappenantrieb, welcher lediglich die innere Klappe zwischen Triebwerk und Rumpf betätigt. Der zweite Bereich wird durch die übrigen Klappen zwischen Triebwerk und Flügelspitze gebildet, welche über einen Wellenstrang von einer Antriebseinheit betätigt wird. Diese Segmentierung ist sinnvoll, da sich die aerodynamischen Lasten an der inneren Klappe deutlich von den aerodynamischen Lasten an den äußeren Klappen unterscheiden.

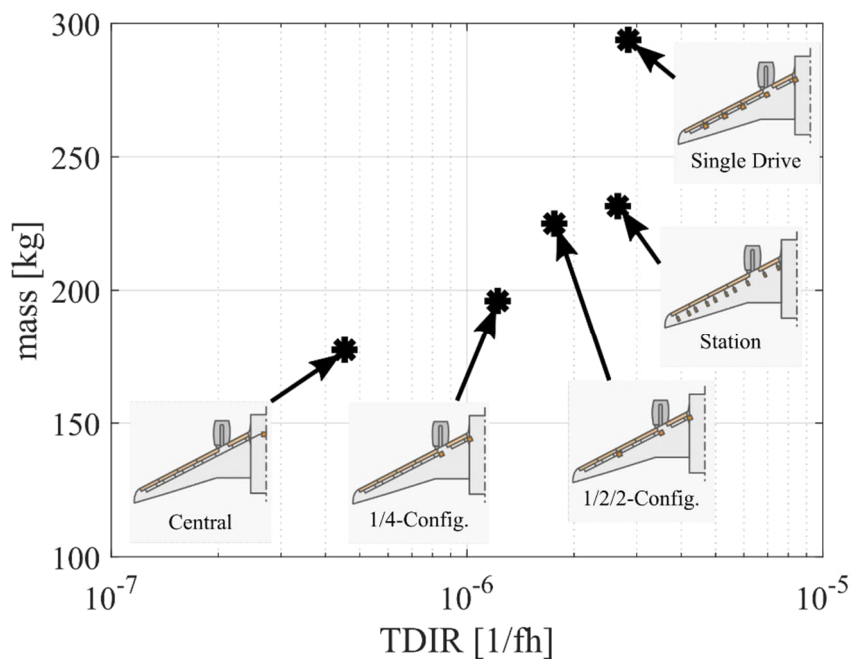
Beide Architekturabschnitte werden über Power Drive Units (PDU) angetrieben, welche den gleichen Aufbau und die gleiche Funktionsweise wie die PCU des Zentralantriebssystems aufweisen. Für den Eintritt von Fehlerfällen sind Bremssysteme in Form von Cross Shaft Brakes (CSB), für welche die gleichen Funktionsweisen analog zu der Wing Tip Brake (WTB) angenommen werden und welche am Ende der Wellensegmente positioniert sind, vorgesehen

Die weiteren vorgestellten Konzepte folgen dem Trend der Segmentierung des Antriebssystems. Das Konzept der 1-2-2-Konfiguration, welche in Abbildung 2 graphisch dargestellt ist, teilt, verglichen mit der 1-4-Konfiguration, zusätzlich die äußeren Klappen in zwei Bereiche jeweils zweier Klappen auf. Auch bei diesem Konzept werden PDUs für den Antrieb der Wellensegmente sowie GRAs als Aktuatoren und CSBs am Ende der Wellensegmente verwendet, wie sie bereits bei der Erklärung zum Antriebssystemkonzept 1-4-Konfiguration vorgestellt wurden.

Ebenso betrachtet wurde ein Einzelklappenantriebskonzept, wie es in Abbildung 2 dargestellt ist. Hierbei verfügt jede Klappe über eine PDU sowie zwei GRAs und eine CSB. Das Konzept des Einzelklappenantriebs stellt somit eine weitere Stufe in der Segmentierung und potentielle Modularisierung der Vorderkantenklappen dar.

Die letzte betrachtete Architektur, die in Abbildung 2 dargestellt ist, unterscheidet sich von den bisherigen Konzepten. Während die anderen Entwürfe auf einer Segmentierung des Wellenstrangs basieren, jedoch das gleiche grundlegende Konzept, angetrieben durch PCU oder PDU, verfolgen, verfügt im Falle des Stationsantriebs jeder GRA über einen eigenen Elektromotor (eMot) und eine eigene POB. Das Konzept der Stationsantriebe stellt somit die größtmögliche Segmentierung des Antriebssystems dar, welche im Rahmen des Projekts betrachtet wurde.

Im Rahmen der Vorauslegung wurden die Massen, Zuverlässigkeiten und benötigten Bauräume der verschiedenen Antriebssystemarchitekturen vorausgelegt. Betrachtet wurden hierbei die Motoren, Getriebe, Aktuatoren, Bremsen, Wellenelemente, Sensoren und Kabel. Die verschiedenen relevanten Randbedingungen und Annahmen für diese Auslegung sind in [5] detailliert definiert. Aus den Ergebnissen der Bauraumanalyse ergab sich, dass alle Konzepte die Bauraumanforderungen erfüllen konnten. Die Ergebnisse der Massenabschätzung und der Zuverlässigkeiten der verschiedenen vorgestellten Architekturen sind in Abbildung 3 dargestellt. Die Technical Dispatch Interruption Rate (TDIR) beschreibt hierbei die Wahrscheinlichkeit, dass ein bestimmtes System aufgrund eines technischen Fehlers eine erhebliche Verzögerung oder den Abbruch eines geplanten Fluges verursacht. Die Interpretation dessen welche zeitlichen Ausmaße als erhebliche Verzögerung gelten ist hierbei nicht eindeutig definiert und unterscheidet sich zwischen den Herstellern. Im Rahmen des Projekts wurde die Master Minimum Equipment List (MMEL) zur Bewertung der Kritikalität des Ausfalls der Komponenten herangezogen und die Annahme, dass die notwendige Startperformance nur dann gegeben ist, wenn alle Slats funktionstüchtig sind und mit mindestens halber Geschwindigkeit verfahren werden können. Dies stellt ein vergleichsweise konservatives Vorgehen dar, da ebenso Methoden genutzt werden können, die Verzögerungen oder Abbrüche unterschiedlich gewichten. Dieses Vorgehen sollte jedoch keine absolute Aussage über die Zuverlässigkeit, sondern lediglich Vergleichswerte zur Potentialermittlung generieren.



**Abbildung 3: Ergebnisse der Massen- und Zuverlässigkeitsanalyse für die verschiedenen Architekturkonzepte**

Es ist zu erkennen, dass aus einer verstärkten Segmentierung eine höhere Systemmasse und eine ebenso höhere TDIR resultiert. Somit besteht bei höherer Segmentierung ein höheres Systemgewicht sowie eine höhere Rate an Startabbrüchen oder Verzögerungen des Flugzeugs. Neben Systemmasse und TDIR ist jedoch ebenso die Montagegerechtigkeit der Konzepte zu bewerten. Wie bereits erläutert, ist die Montage der Zentralantriebsarchitektur sehr aufwendig und kann erst in der Endmontage direkt am Flügel durchgeführt werden, was in ergonomischen Herausforderungen für die Monteure und längere Fertigungszeiten resultiert. Unter Berücksichtigung dieses Aspekts ist die Segmentierung und Modularisierung der Antriebssystemarchitektur sinnvoll, da hierdurch einzelne Module in vorgelagerten Produktionsschritten zusammengesetzt werden können und somit die aufwändige Montagearbeit in der Endmontage am Flügel reduziert werden kann. Eine höhere Segmentierung führt hierbei zu einer Möglichkeit der verstärkten Modularisierung. Hierbei ist jedoch ein Kompromiss zwischen der Systemmasse, TDIR und Montagegerechtigkeit zu finden. In Gesprächen mit den Projektpartnern hat sich hierbei die 1-4-Konfiguration als bestmögliche Kompromisslösung herausgestellt.

Teil des Arbeitspakets war ebenso die Untersuchung verschiedener Sensorkonzepte zur Schräglauferkennung. Die Ergebnisse und nähere Informationen dieser Analyse sind detailliert in [6] dargestellt. Bei der Entwicklung eines neuartigen Antriebskonzepts für Vorflügelklappen muss der Fehlerfall eines Klappenschräglaufs, welcher in Abbildung 4 schematisch dargestellt ist, berücksichtigt werden. Es sind Systeme und Verfahren erforderlich, welche einen solchen Schräglauf und eine Asymmetrie zwischen linker und rechter Flügelhälfte von Slats unabhängig von ihrer Größe oder Position innerhalb des Flügels zuverlässig erfassen können, ohne großes zusätzliches Gewicht oder Kosten zu verursachen.

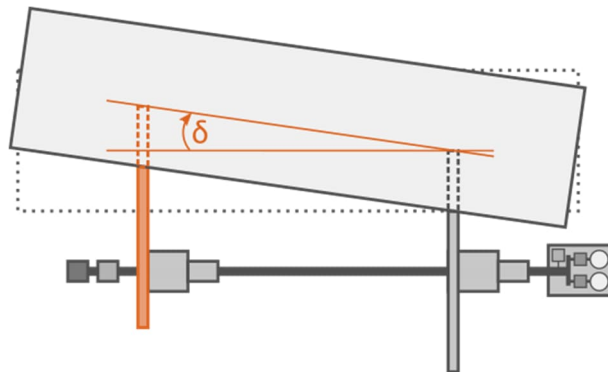


Abbildung 4: Neigungswinkel einer Vorflügelklappe am Beispiel eines Einzelklappenantriebs

Die zu detektierenden Fehlerfälle unterteilen sich in Fehler, die durch einen Klemmfall innerhalb des Systems zu einem Schräglauf oder einer Asymmetrie führen können und Fehler, die durch einen Bruch innerhalb der Transmission zu einem solchen Fehlerfall führen können. In Abbildung 5 sind die Fehlerfälle, die auf einem Klemmfall zurückzuführen sind, dargestellt. Hierbei ist links der *Klemmfall bei Stationsüberlast*, mittig oben der *Klemmfall bei Systemüberlast*, rechts der *Jam with Drivethrough maintained*, welcher zu einem *Powered Skew* führt, und mittig unten der Fall der *deformierten Struktur* schematisch dargestellt.

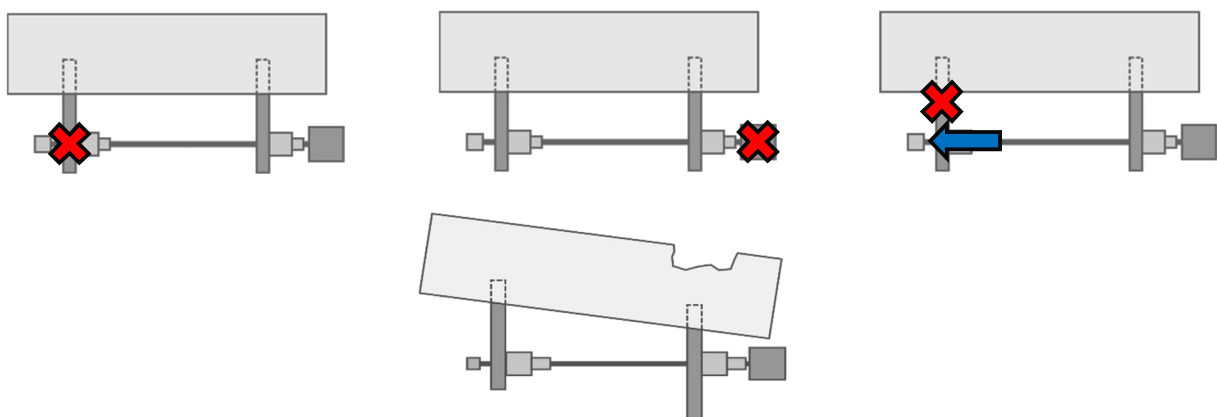


Abbildung 5: Fehlerfälle aufgrund eines Klemmfalles

In Abbildung 6 sind die betrachteten Fehlerfälle dargestellt, die auf einen Bruch innerhalb der Transmission zurückzuführen sind. Hierbei ist links der *Bruch des Antriebsstrangs an der PCU*, mittig der *Bruch des Antriebsstrangs zwischen den GRAs* und rechts der *Bruch einer Zahnstange* schematisch dargestellt.

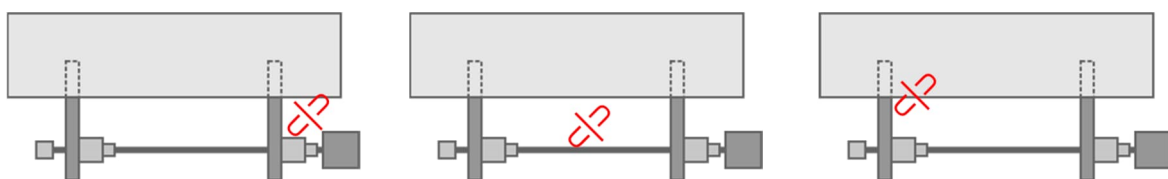


Abbildung 6: Fehlerfälle aufgrund eines Bruchs innerhalb der Transmission

Die Fälle *Jam with Drivethrough maintained*, *Powered Skew*, *Bruch einer Zahnstange* und *Deformierte Struktur* stellen Fehlerszenarien dar, die in vergangenen Zertifizierungsvorschriften nicht zu berücksichtigen waren und die darüber hinaus noch nicht explizit in aktuellen Zertifizierungsvorschriften definiert sind. Jüngst veröffentlichten Statements der FAA zufolge, könnten jedoch zukünftig zusätzliche Sicherheitsanforderungen (wie §§ 25.671 und 25.1309) auf Komponenten von Flugsteuerungssystemen zutreffen [7]. Die Detektion des Versagens von Strukturelementen und die darauf folgende Benachrichtigung der Besatzung könnten somit in zukünftigen Vorschriften relevant werden.

Verschiedene potentielle Schräglaufwerk-Kennkonzepte wurden im Rahmen des Projekts untersucht und bewertet. Die Konzepte, der Auswahlprozess, die zu untersuchenden Fehlerfälle und die Ergebnisse der Analysen sind in [8] detailliert dargestellt. Als Ergebnis konnten fünf Sensorkonzepte mit hohem Potential identifiziert werden:

- Drehmomentenmessung an der Transmissionswelle
- Drehmomentenmessung am Rotationsaktuator
- Winkelmessung an der Transmissionswelle
- Winkelmessung am Rotationsaktuator
- Positionssensor an der Kinematik

Um simulativ überprüfen zu können, ob die potentiellen Sensorkonzepte zur Erkennung der verschiedenen Fehlerfälle geeignet sind, wurde ein Modell der ausgewählten 1-4-Antriebsarchitektur inklusive der potentiellen Sensorkonzepte aufgebaut. Das Modell besteht aus einer Co-Simulation zwischen Sub-Modellen in *Matlab Simulink/Simscape* und *MSC Adams*. Durch das *Simscape*-Modell werden die Komponenten am Antriebsstrang der 1-4-Konfiguration simuliert, während durch das *Adams*-Modell die Kinematiken starr und die Slats als flexible Körper modelliert sind. Die Interaktion zwischen den beiden Modellen wird über ein Functional Mockup Interface (FMI) durchgeführt. Seitens des *Simscape*-Modells werden über das FMI die Drehzahlen der Aktuatoren an das *Adams*-Modell übergeben, wohingegen seitens des *Adams*-Modells die bestimmten Lasten an den Aktuatoren, die Winkel der Aktuatoren, die Position der gekrümmten Zahnstangen und die Winkelbeschleunigung der gekrümmten Zahnstangen an das *Simscape*-Modell transferiert werden. Die Modellierung ist in [6] detailliert beschrieben.

Da die Lasten, welche auf die Slats wirken sehr stark zwischen den unterschiedlichen Flugphasen variieren, wurden drei Anwendungsfälle untersucht:

- Approach (Getrimmtes Flugzeug für Geradausflug,  $v_{TAS} = 160 \text{ kts}$ ,  $\rho = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ ,  $m_{AC} = 65000 \text{ kg}$ )
- Takeoff (Flugzeug mit allen Rädern am Boden,  $v_{TAS} = 115 \text{ kts}$ ,  $\rho = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ )
- Design Loads (Maximal mögliche Lasten)

Basierend auf diesen Szenarien wurde simulativ überprüft welche Sensorkonzepte zur Erkennung welcher Fehlerfälle geeignet sind.

An dieser Stelle wurde die Annahme getroffen, dass das konventionelle Sensorkonzept zur Fehlererkennung, bestehend aus FPPU und APPU, stets Teil des Hochauftriebssystems ist. Die FPPU soll neben der Fehlererkennung zusätzlich zur Regelung des Motors verwendet werden, wodurch dessen Integration in das Gesamtsystem obligatorisch ist. Wie in **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zu sehen ist, könnte durch die alleinige Nutzung der FPPU für die Fehlererkennung bereits folgende Fehlerfälle erkannt werden:

- Klemmfall (Systemüberlast)
- Klemmfall (Stationsüberlast)
- Powered Runaway

Durch die zusätzliche Nutzung einer APPU kann die Fehlererkennung in den verschiedenen Flugphasen auf folgende Fälle erweitert werden:

- Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / Unpowered Runaway
- Bruch des Antriebsstrangs zwischen den GRAs

Das Sensorkonzept der Drehmomentenmessung am Rotationsaktuator weist ein hohes Potential zur Erkennung der weiteren Fehlerfälle auf, wie in **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** zu erkennen ist. Der Vorteil dieser Sensorposition besteht darin, dass keine Übersetzung zwischen dem Abtrieb des GRAs und dem Momentensensor stattfindet und ebenso eine geringere Anzahl an Systemkomponenten zwischen diesen beiden liegen. Somit reduziert sich die potentielle Systemschwingung, welche durch das Spiel zwischen den Komponenten entstehen kann. Diese Effekte haben zur Folge, dass das Konzept der Momentensensoren an den GRAs die benötigten Fehlerfälle des *Jam with Drive Through Maintained*, *Bruch der Zahnstange*, *Powered Skew* und *freilaufender GRA* ohne Einschränkung in allen betrachteten Szenarien detektieren kann. Eine Kombination aus den konventionellen Sensoren FPPU und APPU, welche die Winkelposition und -geschwindigkeit der Welle detektieren, und Momentensensoren an den GRAs ist somit in der Lage alle definierten Fehlerfälle bis auf den Fall der *deformierten Struktur* zu detektieren.

Die Relevanz des Fehlerfalls der *deformierten Struktur*, welcher nicht durch diese Sensorkombination zuverlässig detektiert werden kann, ist nicht abschließen geklärt und erfordert weitere Informationen der Zulassungsbehörden. Der Ursprung, welcher zu einer kritischen Verformung und somit Schrägstellung oder Asymmetrie der Klappen führt, ist fraglich. Ein möglicher Vogelschlag während des Flugs kann zwar zu einer Deformation an einer Klappe führen, jedoch ist der auftretende Schaden durch den Einschlag allgemein nur lokal und wird somit als unkritisch angesehen [9]. Darüber hinaus kann angenommen werden, dass die Flügelstruktur auf derartige Einschläge ausgelegt ist. Fehlerhaftes Groundhandling könnte ebenso in einer Beschädigung und Verformung der Klappen resultieren. Eine Krafteinwirkung während des Groundhandlings sollte jedoch durch das Bodenpersonal dokumentiert oder spätestens während des Walkarounds des Piloten registriert werden. Die Erkennung einer möglichen Deformation der Klappe durch innovative Sensorkonzepte wird daher als akademischer Fall betrachtet, der keine Relevanz bei zukünftigen Zertifizierungsvorschriften finden sollte.

### 2.1.5. AP 4.1 Validierung der Konzepte zur Klappenschräglauferkennung im Slat-System

In diesem Arbeitspaket wurden die in AP 3.1 entwickelten Konzepte mit Hilfe eines Prüfstands validiert. Zusätzlich wurde das Health Monitoring des ausgewählten Schräglauferkennungssystems als weiterer relevanter Aspekt mittels zusätzlicher Modelle untersucht.

#### Prüfstand zur Validierung der Schräglauferkennungskonzepte

Der Fokus des aufgebauten Prüfstands liegt auf der Validierung der Sensorkonzepte anhand eines Einzelklappensystems mit Fokus auf die Systemkomponenten. In Abbildung 7 ist der konzeptionelle Aufbau und in Abbildung 8 die reale Umsetzung des Prüfstands dargestellt.

Hierzu sind verschiedene Sensorvarianten sowohl am Antriebsstrang als auch an den Krafteinleitungen vorgesehen. Während die Systemkomponenten Teil des realen Prüfstands sind, werden die aerodynamischen Lasten und die Strukturinteraktionen simulativ bestimmt und über hydraulische Lastzylinder in das System eingeleitet. Zur Einbringung der verschiedenen Fehlerfälle sind elektromagnetische Kupplungen im Prüfstand eingebaut, die Wellenbrüche an unterschiedlichen Positionen nachbilden können. Darüber hinaus ist ein verschiebbarer Anschlag vorhanden, durch welchen Klemmfälle imitiert werden können. Das Betätigungssystem wird über einen synchronen Servo-Getriebemotor mit einem Übersetzungsverhältnis von Motor auf Wellenstrang von 10:1 angetrieben. Bei Detektion eines Fehlerfalls wird eine Bremse am Ende der Wellentransmission gesetzt sowie die Motorbremse betätigt. Um eine hohe Variabilität des Prüfstands sicherzustellen, wurde eine Nutenplatte für die leichtere Repositionierung der Komponenten als Grundplatte gewählt.

Mittels des Prüfstands werden die in Kapitel 2.1.4 genannten Fehlerfälle für die Szenarien Approach, Takeoff und High Loads während des Betriebs injiziert, um die Ergebnisse der Simulation zu validieren und das ausgewählte Sensorkonzept zu überprüfen.

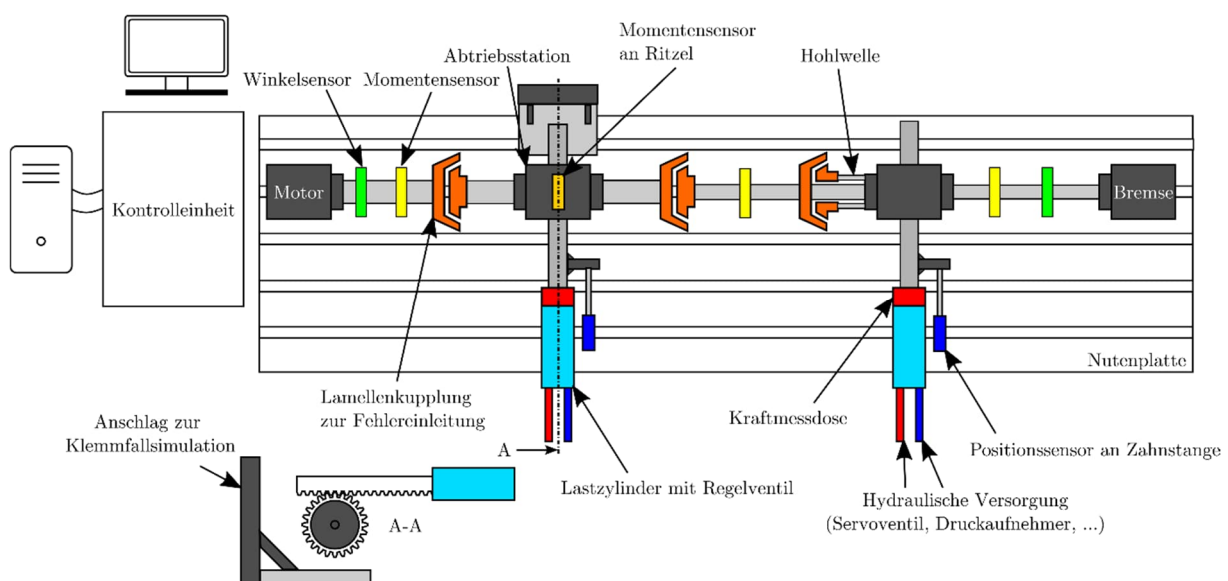


Abbildung 7: Konzeptioneller Aufbau des Prüfstands

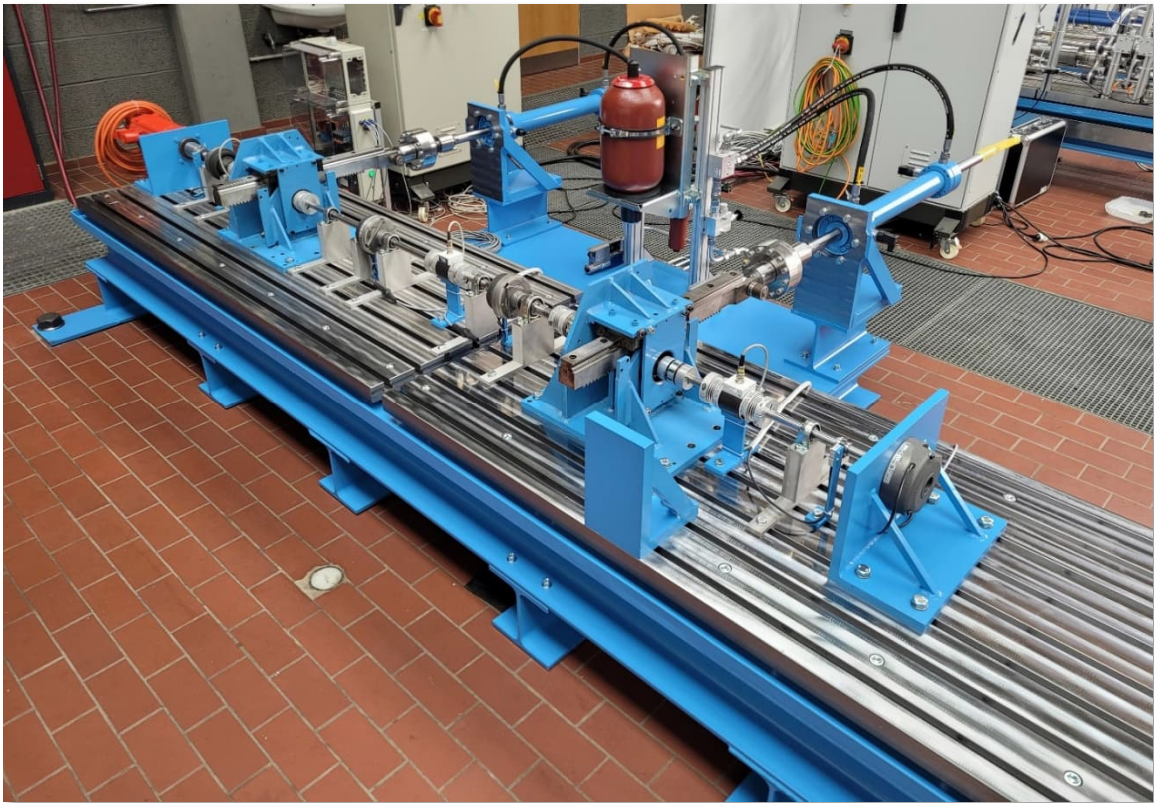


Abbildung 8: Prüfstand zur Validierung der Schräglaufwerkensysteme

### Ergebnisse der Prüfstandstests

Zur Validierung der Sensorkonzepte und der virtuellen Testumgebung sind sowohl nominale Betätigungsverläufe als auch Fehlerfälle an dem vorgestellten Prüfstand nachgestellt worden. Die Anzahl der durchzuführenden Tests ist durch **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** illustriert. Beispielhaft sollen an dieser Stelle Ergebnisse eines nominalen Ausfahrprozesses unter Approach-Lasten sowie einer Fehlerfallinjektion eines Bruchs des Antriebsstrangs an der PCU bzw. Unpowered Runaway ebenso unter Approach-Lasten an Slat 1 vorgestellt werden. In Abbildung 9 sind zunächst relevante Ergebnisse für das nominale Ausfahren ohne Injektion von Fehlerfällen dargestellt.

Die Betrachtung dieses Testfalls gilt der Identifizierung von möglichen Zeitpunkten zur Einbringung von Fehlerfällen und zur allgemeinen Analyse der Funktionserfüllung des Prüfstands. Als Vereinfachung der Prüfstandssteuerung wurden hierbei die Zwischenkonfigurationen der Vorderkantenklappen ausgelassen und ein direktes Verfahren der Slat vom eingefahrenen in den komplett ausgefahrenen Zustand nachgebildet.

In den dargestellten Ergebnissen ist zu erkennen, dass nach einer kurzen Beschleunigungsphase die geforderte Drehzahl des Motors und respektive des Antriebsstrangs erreicht wird. Ebenso ist zu erkennen, dass kurz vor Erreichung der geforderten Endposition der Klappe die Motordrehzahl gleichmäßig reduziert wird, um Kraftstöße an den Komponenten zu vermeiden.

Hinsichtlich der Kräfteinleitung ist eine hohe Übereinstimmung mit den geforderten Lastverläufen zu verzeichnen. Durch die Beschleunigung des Motors bis zur geforderten Geschwindigkeit entsteht durch die Verdrängung des hydraulischen Fluids in den Lastzylindern in der Anlaufphase eine Abweichung von dem geforderten Wert, welche durch die Lastregelung jedoch wieder ausgeglichen wird. Eine vergleichbare Reaktion

## 2 Ausführliche Darstellung der Projektergebnisse

tritt bei der Verringerung der Motorgeschwindigkeit am Ende des Ausfahrprozesses ein. In dem kontrollierten Bereich zwischen diesen Störungen durch die Beschleunigung des Antriebsstrangs können dementsprechend sowohl Daten für die Validierung der virtuellen Testumgebung gesammelt werden als auch Analysen anhand injizierter Fehlerfälle durchgeführt werden.

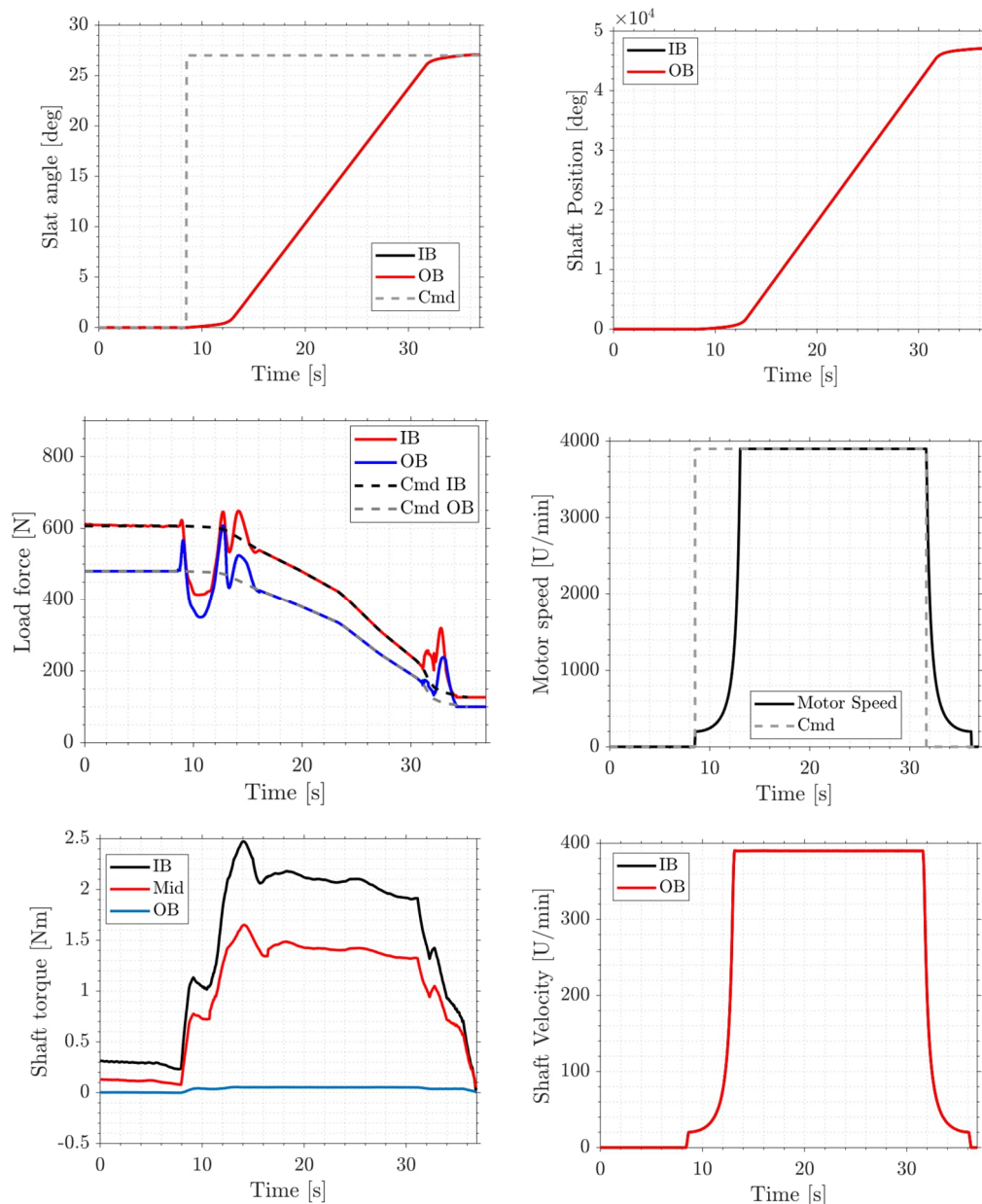
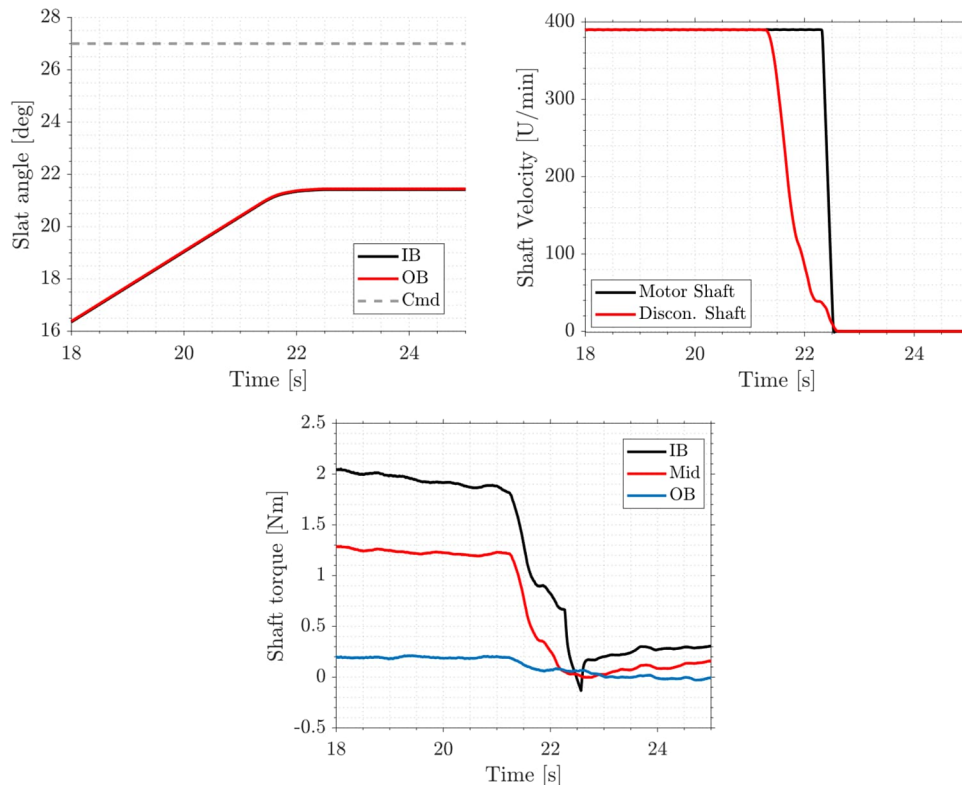


Abbildung 9: Ergebnisse des Prüfstandstests "Nominales Ausfahren"

In Abbildung 10 ist der relevante Ergebnisbereich der Fehlerinjektion „Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / Unpowered Runaway“ zwischen 18 und 25 Sekunden dargestellt. Der Bruch im Antriebsstrang wird bei 21.3 Sekunden eingeleitet und führt zu einer Geschwindigkeitsverringerung des abgetrennten Wellenabschnitts. Eine Reduktion der Rotationsgeschwindigkeit im Innenbereich wird nicht verzeichnet, da der Inboard Drehgeber direkt am Motor und somit vor der geöffneten Kupplung positioniert ist. Des Weiteren ist parallel ein deutlicher Abfall der Momente auf der Antriebswelle zu verzeichnen, bis der injizierte Fehler detektiert und das System ab 22.3 Sekunden

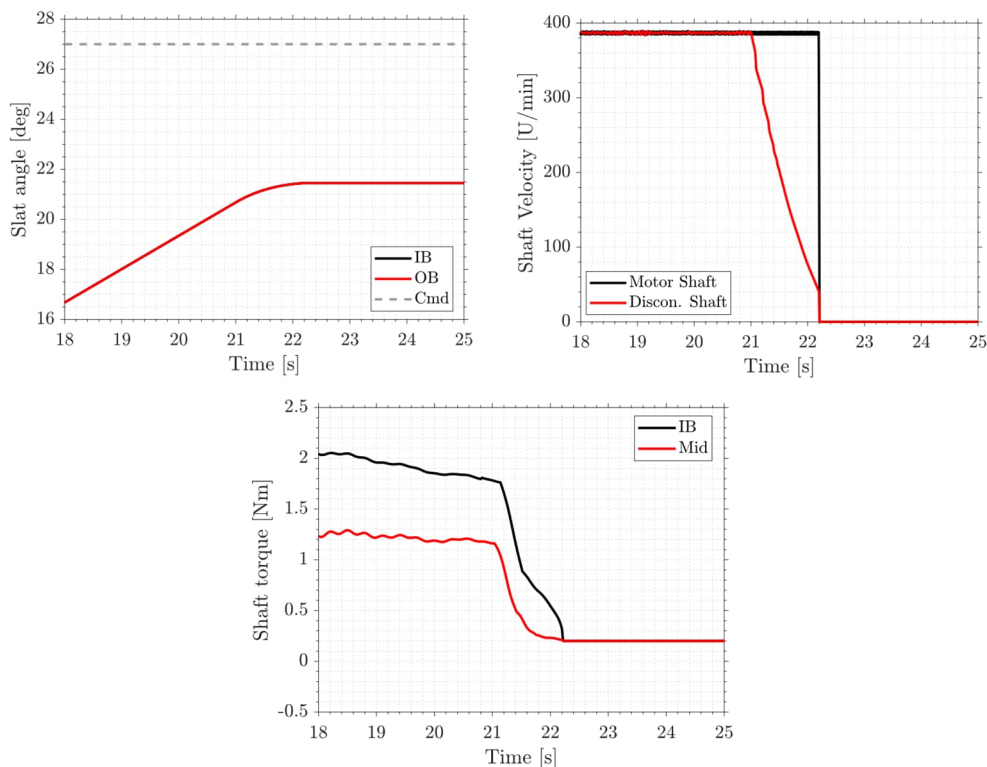
durch die Bremsen in einen sicheren Zustand überführt wird. Hierbei ist anzumerken, dass die aufgebrauchte Last durch die Hydraulikkolben im Falle des untersuchten Approach-Szenarios zu gering ist, um die Zahnstangen nach Bruch des Antriebsstrangs zu beschleunigen. Bei der Untersuchung höherer Lasten ist dies jedoch zu erwarten.



**Abbildung 10: Ergebnisse des Prüfstandstests "Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / Unpowered Runaway"**

Nach Auswertung und Vergleich der virtuellen und realen Tests sind verschiedene Anpassungen am Simulationsmodell vorgenommen worden. Hierzu zählen unter anderem leichte Änderungen der Steifigkeits-, Dämpfungs- und Trägheitsparameter der einzelnen Komponenten. Erwähnenswert ist darüber hinaus die Differenz zwischen dem angenommenen mechanischen Wirkungsgrad der GRAs in der Simulation und dem Wirkungsgrad der realen GRAs am Prüfstand.

Beispielhaft seien an dieser Stelle in Abbildung 11 die korrespondierenden simulativen Ergebnisse des Tests „Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / Unpowered Runaway“ dargestellt. Im Vergleich zu den realen Prüfstandsergebnissen dieser Fehlerfallanalyse in Abbildung 10 lässt sich eine hohe Übereinstimmung erkennen. Neben dieser hier dargestellten beispielhaften Untersuchung werden nach Abschluss des Projekts die weiteren Fehlerfallszenarien analysiert und zur Validierung der virtuellen Testumgebung genutzt. Es ist geplant die Ergebnisse, welche aus den Experimenten resultieren im Jahr 2025 auf der *10th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components* zu veröffentlichen.



**Abbildung 11: Ergebnisse des simulativen Tests "Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / Unpowered Runaway"**

### Health Monitoring des Momentensensors

Aus den vorgestellten Untersuchungen ergab sich, dass die Kombination aus den konventionellen Winkelsensoren FPPU und APPU mit Momentensensoren an den GRAs für zukünftige Vorderkantenbetätigungssysteme eine empfehlenswerte Sensorarchitektur darstellt. Während FPPU und APPU bereits langjährig in Verkehrsflugzeugen eingesetzt werden, sind für die Momentensensoren weitere Forschungs- und Entwicklungsarbeiten beim Projektpartner vorgesehen. Ein wichtiger Punkt ist hierbei unter anderem die Frage des Health Monitorings. Durch äußere Einwirkungen besteht die Gefahr der Degradation, wodurch die Genauigkeit des Sensors reduziert werden kann. Aus diesem Grund ist eine Methode zur Überprüfung des Sensorzustands unentbehrlich für die Zuverlässigkeit des Fehlererkennungssystems der Vorderkantenklappen.

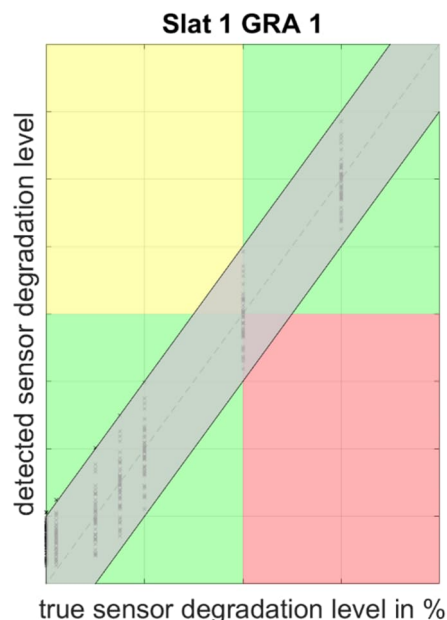
Basierend auf dieser Erkenntnis wurden verschiedene Konzepte für das Health Monitoring der Momentensensoren untersucht. Um den System- und Wartungsaufwand gering zu halten, wurde die Entscheidung getroffen, keinen zusätzlichen Hardware-Sensor zu integrieren. Somit ergaben sich die folgenden Health Monitoring Konzepte.

Das Konzept des *Vergleichs zwischen Inboard- und Outboard-Sensor* der jeweiligen Antriebssysteme ermittelt hierbei die Degradation eines Sensors über die Abweichung zwischen dem Sensorpaar einer Klappe. Ähnlich verhält es sich bei dem Konzept des *Vergleichs zwischen IB/OB und Li/Re* bei welchem zusätzlich zu dem Vergleich der Inboard- und Outboard-Sensoren einer Klappe ebenso die Sensordaten der anderen Flügelseite verglichen werden. Der Nachteil dieser beiden Konzepte besteht darin, dass eine gleichmäßige Degradation aller Sensoren nicht erkannt werden kann. Wenn somit alle Sensoren gleichmäßig degradieren, würde der relative Vergleich weder zu einer Identifizierung des fehlerhaften Sensors führen, noch zur grundsätzlichen Detektion einer Degradation.

Das Konzept des *Lastenschätzers/Beobachters* besteht daraus, dass der gemessene Wert jedes Momentensensors während des Flugs anhand bekannter Daten überprüft wird. Bei der Entwicklung eines neuen Flugzeugs sollte der Lastenschätzer bereits während der Entwicklungsphase sowie über Probeflüge trainiert werden, um die Zulassung gewährleisten zu können. Als Use-Case wurde ein vollständiger Landeanflug mit schrittweisem Ausfahren der Klappen und Fahrwerke (1-2-GD-3-FULL) anhand mehrerer Szenarien simuliert. Folgende Parameter wurden hierbei zwischen den Simulationen variiert:

- Flugzeuggewicht
- Außentemperatur am Boden
- Mit und ohne Turbulenz (anhand MIL-F-8785C)
- Zeitpunkt des Landeklappen-Konfigurationswechsels durch den Piloten
- Zufälliges Rauschen der Momentensensoren
- Degradation der Momentensensoren

Diese Auswertungsmethode wurde während der Simulationen der oben genannten unterschiedlichen Anflugszenarien angewendet und somit überprüft, inwieweit die tatsächliche Degradation der Momentensensoren durch das Beobachterkonzept erkannt werden kann. Die Ergebnisse dieser Analyse sind beispielhaft in Abbildung 12 für den Inboard GRA der Slat 1 graphisch dargestellt. Wie zu erkennen ist, besteht eine hohe Übereinstimmung zwischen der durch den Beobachter detektierten Sensordegradation und der tatsächlichen Sensordegradation. Zusätzlich konnte eine hohe Robustheit des Systems gezeigt werden, da für alle simulierten Flugszenarien ein Degradationswert der Sensoren bestimmt werden konnte.

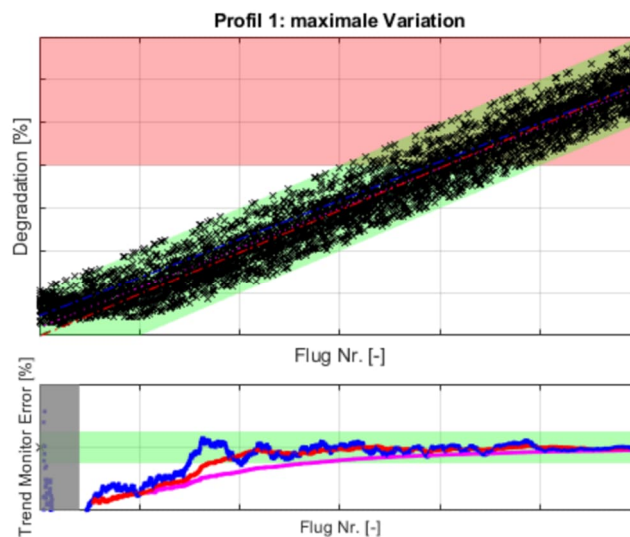


**Abbildung 12: Detektiertes Maß der Sensordegradation (y-Achse) gegen tatsächliche Sensordegradation (x-Achse) für Inboard GRA von Slat 1**

Um das Potential des Health Monitorings zu optimieren, wurde zusätzlich ein Trendmonitoring untersucht, welches basierend auf den Ergebnissen vergangener Flüge eine Tendenz zur weiteren Entwicklung der Degradation abbildet. Hierbei wurden die

Nutzungsprofile mittels der Parameter der Umgebungsbedingungen (insbesondere der Temperatur), der Flugzeugauslastung und des Pilotenverhaltens variiert, um den Lifecycle des Flugzeugs möglichst realistisch nachbilden zu können. Das Ziel ist sicherstellen zu können, dass das Trendmonitoring in jedem Nutzungsfall funktional ist, ob das Flugzeug hochfrequent auf Mittelstrecken in Europa genutzt wird oder nur sporadisch unter harschen Umgebungsbedingungen.

Ein beispielhaftes Ergebnis hierfür ist in Abbildung 13 dargestellt. Das Trendmonitoring, welches im unteren Diagramm in Abbildung 13 abgebildet ist, zeigt hierbei drei verschiedene Methoden zur Bestimmung des Trends über mehrere konsekutive Flüge. Durch die Nutzung des Trendmonitorings konnte das Health Monitoring verbessert werden und eine genauere Aussage über die Sensordegradation gebildet werden. Unter Nutzung des dargestellten Health Monitorings könnten die Sensoren in ca. 1000 weiteren Flügen verwendet werden bis ein Wartungstermin zwingend erforderlich wird.



**Abbildung 13: Beispielhaftes Ergebnis des Trendmonitorings**

## 3. Anhang

### 3.1. *Veröffentlichungen, Vorträge*

Krall, Konstantin, et al. "Virtual testing of skew detection concepts for future leading edge slats." 9th International Conference on Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components, R3ASC 2023. INSA, 2023.

## 4. Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Projektstrukturplan.....	8
Abbildung 2: Untersuchte Antriebssystemarchitekturen .....	10
Abbildung 3: Ergebnisse der Massen- und Zuverlässigkeitsanalyse für die verschiedenen Architekturkonzepte.....	12
Abbildung 4: Neigungswinkel einer Vorflügelklappe am Beispiel eines Einzelklappenantriebs.....	13
Abbildung 5: Fehlerfälle aufgrund eines Klemmfalls.....	13
Abbildung 6: Fehlerfälle aufgrund eines Bruchs innerhalb der Transmission .....	13
Abbildung 7: Konzeptioneller Aufbau des Prüfstands.....	16
Abbildung 8: Prüfstand zur Validierung der Schräglaufwerkennungssysteme .....	17
Abbildung 9: Ergebnisse des Prüfstandstests "Nominales Ausfahren".....	18
Abbildung 10: Ergebnisse des Prüfstandstests "Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / .....	19
Abbildung 11: Ergebnisse des simulativen Tests "Bruch des Antriebsstrangs an der PCU / .....	20
Abbildung 12: Detektiertes Maß der Sensordegradation (y-Achse) gegen tatsächliche Sensordegradation (x-Achse) für Inboard GRA von Slat 1 .....	21
Abbildung 13: Beispielhaftes Ergebnis des Trendmonitorings.....	22

## 5. Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Eignung der Sensorkonzepte zur Fehlererkennung.....	<b>Fehler! Textmarke nicht definiert.</b>
--	---

## 6. Literaturverzeichnis

- [1] N. HALFMANN: "Towards Innovative Assembly Concepts: Integral Product- and Assembly Structure". International Design Conference – Design, Dubrovnik, 2010.
- [2] H. GEILSDORF: "Modellbasierter Entwurf der Synchronisationsregelung und Fehlerüberwachung elektrischer Einzelantriebe in Landeklappensystemen". Doktorarbeit, TU Hamburg-Harburg, 2009.
- [3] S. BENISCHKE: „Modellbasierte Entwicklung eines verteilten Antriebssystems für ein multifunktionales Landeklappensystem“. Doktorarbeit, TU Hamburg-Harburg, 2018.
- [4] C. LULLA: "Functional Flexibility of the A350XWB High Lift System". Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Bremen, 2011.
- [5] K. KRALL, „Deliverable D9, Bericht zur Vorauslegung und Modellierung der Antriebssystemkonzepte“, Hamburg, 2022.
- [6] K. KRALL, „Deliverable D10, Bericht zu Konzepten für Schräglaufwerkungssysteme“, Hamburg, 2022.
- [7] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: "Certification of Structural Elements in Flight Control Systems". Federal Aviation Administration Policy Statement PS-ANM-25-12, Washington, DC (2015).
- [8] K. KRALL, „Deliverable D11, Bericht zu Trade-Studien für Antriebssysteme und Schräglaufwerkungssysteme“, Hamburg, 2024.
- [9] RUEDA, F., et al. "Birdstrike analysis of the wing slats of EF-2000." WIT Transactions on The Built Environment 63 (2002).