



Abschlussbericht

Zuwendungsempfänger: ZF Luftfahrttechnik GmbH	Förderkennzeichen: 20A1101F
Verbund-/Vorhabenbezeichnung: Fail Safe Geared Rotary Actuator im Rahmen von dem Verbundvorhaben „Move.On“ MOVable dEsign and Optimisation of performance and low Noise	
Laufzeit des Vorhabens: 01.10.2012 – 31.12.2016	
Berichtszeitraum: 01.10.2012 – 31.12.2016	

Datum: 13.07.2017

bearbeitet:


 Burkhard Iffland (Projektleitung)

freigegeben:



 Jörg Litzba (Leiter Entwicklung Antriebskomponenten)



Inhaltsverzeichnis

1. Aufgabenstellung.....	4
2. Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde	5
3. Planung und Ablauf des Vorhabens	5
4. Wissenschaftliche/technische Ergebnisse	6
5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen	6
6. Technischer Bericht.....	6
6.1 AP010 Spezifikation.....	6
6.2 AP020 Konzeptentwurf.....	8
6.2.1 FS-GRA (Fail Save-Geared Rotary Actuator)	9
6.2.2 Monitoring	11
6.3 AP030 Entwurfskonstruktion:	12
6.3.1 Entwurfsphase 1	12
6.3.2 Entwurfsphase 2.....	13
6.4 AP040 Detailkonstruktion	15
6.4.1 FS-GRA	15
6.4.2 Monitoring	21
6.5 AP070 Herstellung und Beschaffung der FS-GRA Aktuatorkomponenten:.....	29
6.6 AP080 FS-GRA Funktionstest	32
6.7 AP090 und AP100 Komponentenprüfung:	38
6.7.1 Versuchsvorbereitung	38
6.7.2 Versuchsdurchführung.....	39
6.7.3 Demontage und Befundung	43
6.8 AP110 Systemerprobung bei Airbus	44
7. Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse.....	46
8. Projektdokumente.....	47



Abkürzungsverzeichnis

ATP	Acceptance Test Program
CDR	Critical Design Review
DD	Down Drive
DLP	Dual load path actuator/system
GRA	Geared Rotary Actuator
FEZ	Forschungs- und Entwicklungszentrum der ZF AG
FS-GRA	Fail Safe Geared Rotary Actuator
LP	Load Path
PCU	Power Control Unit
PDR	Preliminary Design Review
SLP	Single load path actuator/system
SFCC	Slat Flap Control Computer
s/w	Software
TL	Torque Limiter
UTLS	Upper torque limiter setting
WTB	Wing Tip Brake
ZF	ZF Friedrichshafen AG
ZFL	ZF Luftfahrttechnik GmbH
TS-Gear	torque split gearbox

1. Aufgabenstellung

Der vorliegende Abschlussbericht beschreibt die Arbeiten zum Vorhaben **Fail Safe Geared Rotary Actuator im Rahmen des Verbundvorhabens MoveOn-AP3200**, die im Zeitraum **vom 01.10.2012 bis 31.12.2016** durchgeführt worden sind.

Ziel des Teilvorhabens ist die Entwicklung, Herstellung und Erprobung einer Fail Safe Aktuatorik als Technologieträger zur Verstellung der Landeklappen, wie in Bild 1 dargestellt. Bei Ausfall einer Komponente zwischen der zentralen Antriebswelle [TS-Transmission Shaft] und der Anbindung zur Landeklappe muss die Fail Safe Funktion das Fixieren der Klappe in ihrer aktuellen Position, sicher gewährleisten sein.

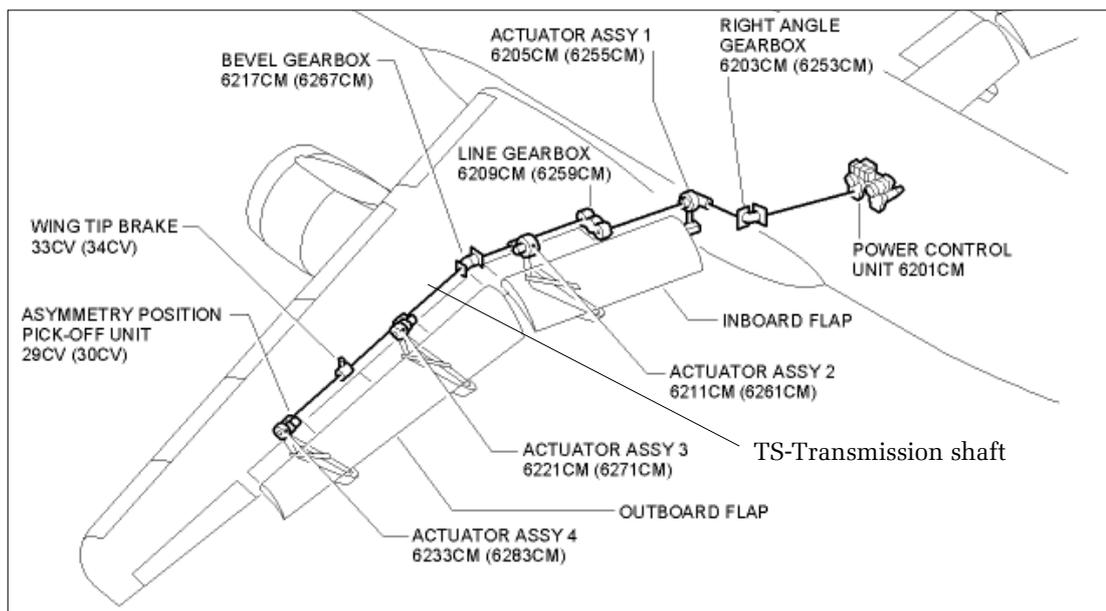


Bild 1: Landeklappen Aktuatorssystem in der Referenztragfläche A320

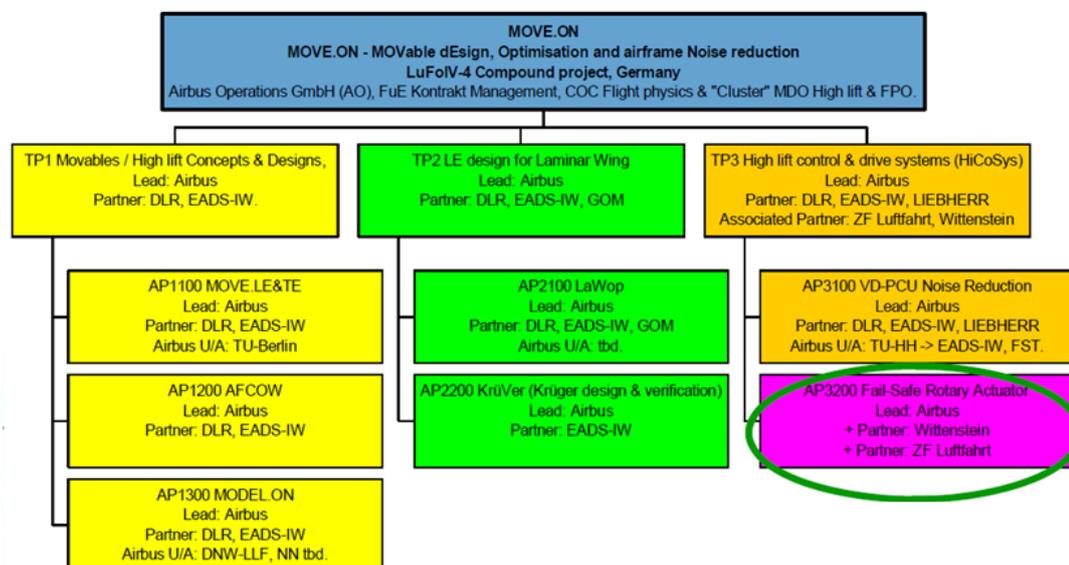


Bild 2: Arbeitspakete und Projektstruktur Move.On

Die Gesamtstruktur des Vorhabens MoveOn sowie die Einbindung der Fail Safe Rotary Aktuatorik (AP3200) ist in Bild 2 dargestellt.

Der Bericht folgt in seiner Gliederung den Vorgaben für Abschlussberichte gemäß Nr. 8.1 NKBF 98 des BMWi.

Ziel des Teilvorhabens war die Technologieentwicklung, Herstellung und Erprobung eines Fail-Safe-Aktuators zur Verstellung der Landeklappen.

Insbesondere sollte der Aktuator bei großer Leistungsdichte auftretende Störungen in den Lastpfaden während eines Flugzyklus erkennen. Dazu wurde der Aktuator mit Sensorik instrumentiert und eine Monitoring-Signalauswertung entwickelt.

Die Entwicklung dieser alternativen Getriebearchitektur mit hoher Leistungs- und Übersetzungsdichte bildet die zentrale Komponente für ein Fail-Safe-Aktuatorsystem und unterscheidet sich damit klar von herkömmlichen Aktuatorik Konzepten.

Darüber hinaus ist eine geeignete Sensorik mit der dazugehörigen elektronischen Datenauswertung, passend zu dem Aktuatorik Konzept, entwickelt worden.

Bisher sind ausfallsichere Aktuatoren für die unabhängige Bewegung der inneren und der äußeren Landeklappen nur als lineare Spindelantriebe verfügbar. Rotationsaktuatoren fehlt bislang diese Fail-Safe-Funktion. Im Rahmen des Vorhabens ein Rotationsaktuator auf Basis eines Zahnradgetriebes mit hoher Übersetzung als Technologie-Erprobungsträger entwickelt, gefertigt und erprobt worden. Die integrierte Fail-Save Funktion ist Voraussetzung für eine Massereduzierung des High-Lift-Systems, und für eine unabhängige Steuerung der inneren und der äußeren Klappen sowie zur Realisierung einer Aktuatorik Kinematik mit translatorischen Bewegungsanteilen.

2. Voraussetzungen, unter denen das Vorhaben durchgeführt wurde

Die ZF Luftfahrttechnik GmbH verfügt über eine langjährige Erfahrung bei der Entwicklung, Fertigung, Wartung und Betreuung dynamischer Hubschrauberkomponenten, -baugruppen und -systemen. Im Einzelnen handelt es sich dabei um Getriebeanlagen verschiedener Baumuster sowie Rotorköpfe und -steuerungen.

3. Planung und Ablauf des Vorhabens

Für das hier beschriebene Vorhaben war am 20.06.2012 über den Projektträger Luftfahrtforschung ein Förderantrag gestellt worden, der mit dem Zuwendungsbescheid vom 30.10.2012 bewilligt wurde.

Der Bewilligungszeitraum erstreckte sich ursprünglich vom 01.10.2012 bis zum 31.03.2015.

Dem Förderantrag lag ein detaillierter Aufgaben- und Ressourcenplan bei. Das Vorhaben wurde dabei in die Arbeitspakete AP010 – AP120 unterteilt, wobei die administrativen Tätigkeiten dem AP 120 zugeordnet sind. Im Laufe des Vorhabens wurden am Projektplan Änderungen gegenüber der ursprünglichen Planung notwendig, die nach Beantragung von PT-LF bewilligt wurden.

Mit dem Schreiben vom 15.07.2016 mit Ergänzungen vom 04.08.2016 und 07.09.2016 wurde beim Projektträger ein Antrag auf Laufzeitverlängerung und Mittelaufstockung gestellt, dem mit Änderungsbescheid Nr. 5 vom 12.10.2016 stattgegeben wurde.

Das Projekt wurde innerhalb der genehmigten Laufzeit abgeschlossen.

4. Wissenschaftliche/technische Ergebnisse

Damit werden speziell in diesem Vorhaben und als Beitrag zum Gesamtverbund MOVE.ON folgende technische Arbeitsziele erreicht:

- Verbesserter Entwurf der Hochauftriebsklappen für das Flugzeug der nächsten Generation.
- Effizientere Auslegung des FS-GRA durch alternative Getriebearchitektur und Werkstoffe
- Erzeugung einer Entwurfsbasis durch numerische Simulation (integrierte modulare Getriebeauslegung).

5. Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Im Projektverlauf hat es Abstimmungen mit Projektpartnern und externen Stellen gegeben, wie im Folgenden gelistet:

- Telefonische Abstimmungen vierzehntägig mit dem Verbundführer Airbus Bremen
- Telefonische Abstimmungen wöchentlich mit dem FEZ (Forschungs- und Entwicklungszentrum der ZF Friedrichshafen AG)
- Telefonische Abstimmungen in AP090 und AP100 Komponentenprüfstand und Komponentenprüfung mit der IMA Dresden

6. Technischer Bericht

Im Folgenden ist eine Zusammenfassung der im Projektverlauf geleisteten Arbeiten und erreichten Entwicklungsergebnisse erläutert und dargestellt.

6.1 AP010 Spezifikation

Ausgehend von den Vorgaben der Airbus Spezifikation für den Lastpfad von der Transmissionswelle (Bild 1) in der Referenztragfläche bis zur Anbindung an die Landeklappe (Flap), sind die spezifizierten Forderungen in dem Softwaretool DOORS (Anforderungsmanagement, Dynamic Object Oriented Requirements System) zusammengeführt worden (Bild 3).

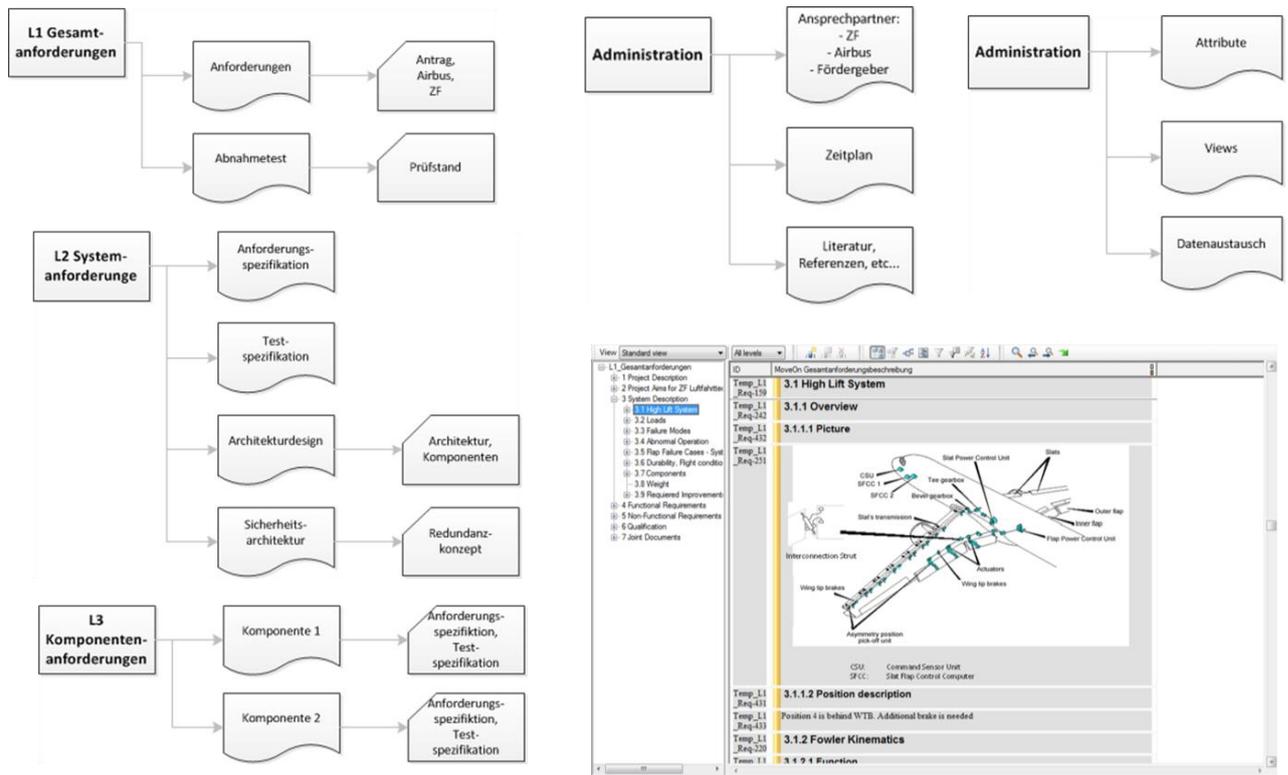


Bild 3: Softwaretool DOORS

Die Supplier Equipment Spezifikation (SES) wurde daraus abgeleitet und bis zum Preliminary Design Review (PDR) in KW13/ 2014 in einem ersten Entwurf erstellt.

Die in dem Spezifikationsentwurf definierten Lasten mussten nach Analysen der Anforderungen deutlich erhöht werden. Tabelle 1 zeigt die statischen und dynamischen Lasten für die Stationen 1 und 2, welche maßgebend für die Auslegung des Aktuators gewesen sind.

		Station 1			Station 2		
		Max. Op. Load [Nm]	Limit Load [Nm]	Ultimate Load [Nm]	Max. Op. Load [Nm]	Limit Load [Nm]	Ultimate Load [Nm]
Einfacher Lastpfad (derzeitiges A320 Flap-System)		1600	2800	11550	6000	10500	23200
Doppelter Lastpfad (neues System)	aktiver Pfad	1600	2800	4600	6000	10500	15750
	passiver Pfad	-	3067	4600	-	7633	11450

Tabelle 1: Statische und dynamische Lastgrenzen für Station 1 und 2

Im Verlauf des Entwicklungsprozesses sind Änderungen und Ergänzungen in die SES aufgenommen worden.

6.2 AP020 Konzeptentwurf

Die Konzeptphase begann mit einem Konzeptworkshop am 02.03.2013, nachdem die Analyse der Spezifikation durchgeführt und die SES (Supplier Equipment Specification) erstellt wurde. Bei dem Workshop in in Zusammenarbeit mit dem FEZ in Friedrichshafen wurden die folgenden Ziele verfolgt:

- Gemeinsames Verständnis des Systems und der Funktionsweise
- Lösungsraum aufzuspannen und abgrenzen
- Systemkonzepte darstellen und im Team bewerten (Bild 4)

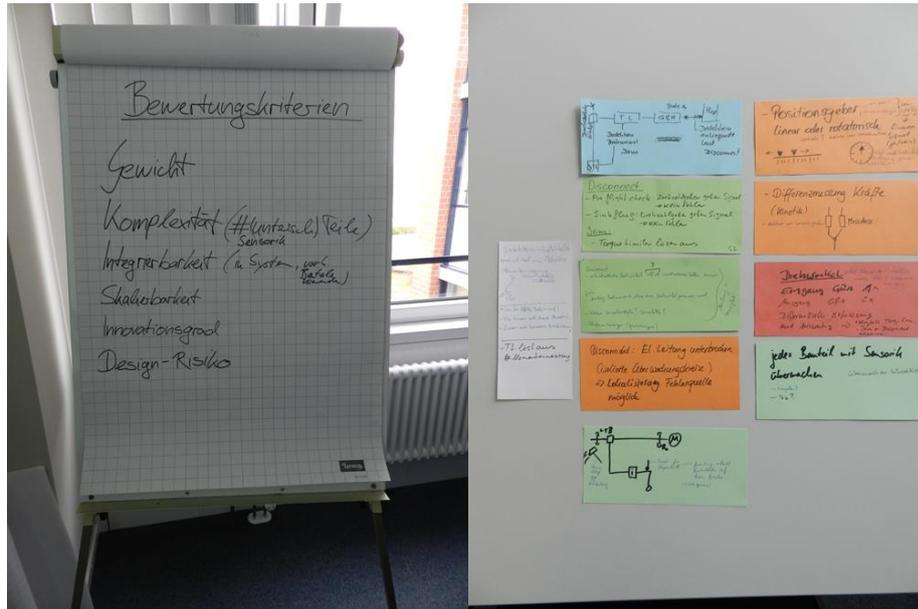


Bild 4: Brainstorming im Konzeptworkshop

Nach dem Konzeptworkshop wurden die gesammelten Ideen in entsprechende Konzepte überführt. Die vielversprechendsten Konzepte wurden einer Nutzwertanalyse (Bild 5) unterzogen, um die Konzeptwahl weiter einzuzugrenzen.

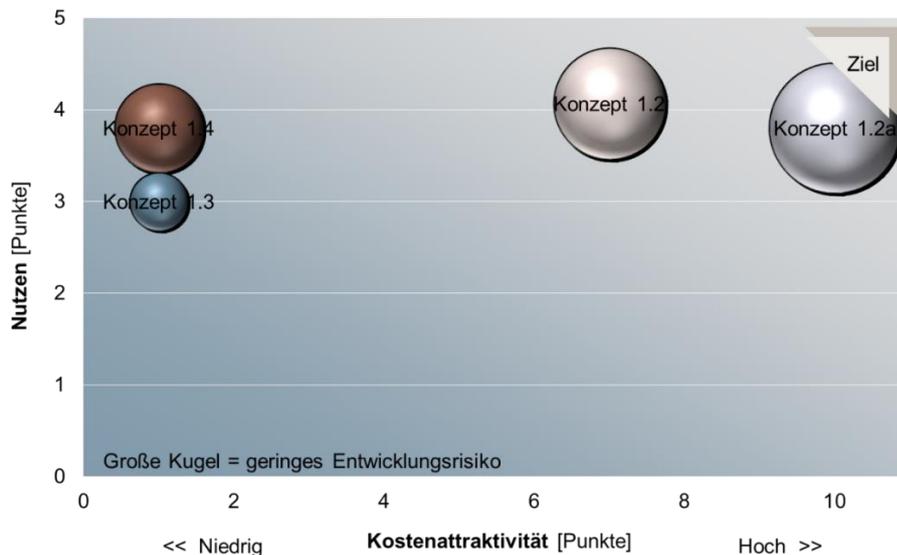


Bild 5: Nutzwertanalyse

6.2.1 FS-GRA (Fail Save-Geared Rotary Actuator)

Für die Darstellung der Fail Safe Funktion sind die drei Grundkonzepte nach Bild 6 entwickelt und verglichen worden.

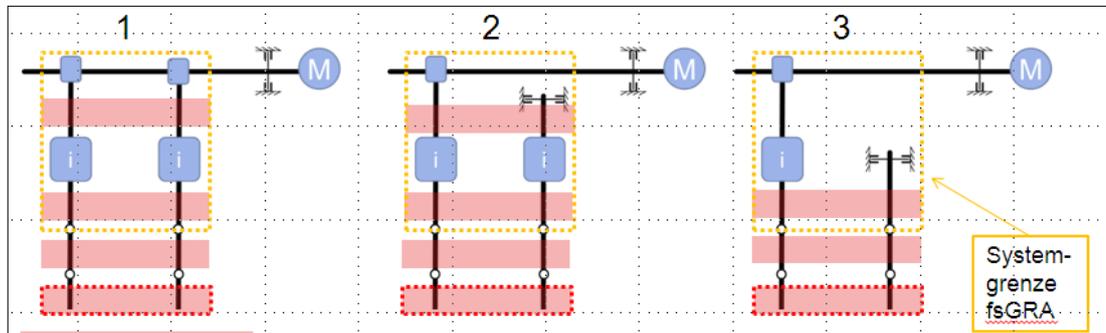


Bild 6: FS-GRA Grundkonzepte 1 bis 3

Das erste Konzept hat einen doppelten Lastpfad mit zwei identischen aktiven Lastpfaden, die an den Flap angebunden sind. Das zweite Konzept unterscheidet sich gegenüber dem ersten Konzept dadurch, dass dieser nur über einen aktiven Lastpfad verfügt und der zweite Lastpfad passiv mit einer reibschlüssigen Bremse ausgeführt wird. Das dritte Konzept entspricht weitestgehend dem zweiten Konzept. Der Unterschied liegt im passiven Lastpfad. Dieser wird nun ohne ein weiteres Aktuatorgetriebe ausgeführt und anstatt einer reibschlüssigen Bremse soll eine formschlüssige Bremse eingesetzt werden.

Mit dem Konzept 3 (Bild 7) werden die spezifizierten Forderungen erfüllt. Auf der primären Lastseite ist die Konfiguration dem aktuellen Serienstand sehr ähnlich. Die Fail Safe Funktion leistet der sekundäre Lastpfad mit einer formschlüssigen Bremse

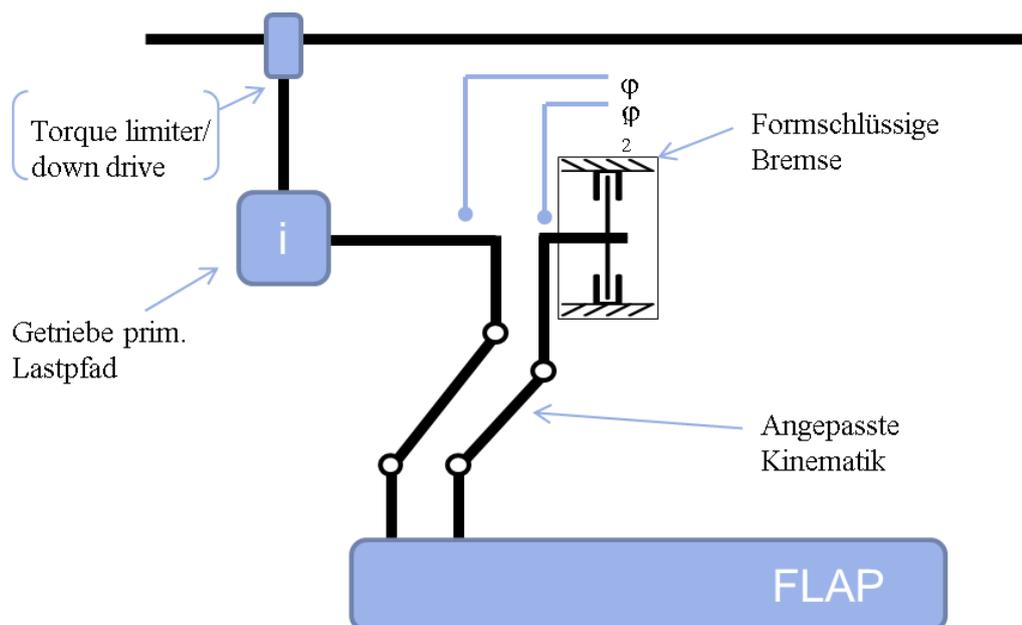


Bild 7: Konzept 3

Das Konzept 3 wurde bei dem Trade Off Review dem Verbundführer Airbus vorgestellt und diskutiert. Das Trade Off Review hatte zum Ergebnis, dass die Aufteilung der beiden Aktuatorlastpfade in einen aktiven und einen passiven Pfad aufgrund der hydraulischen Bremsbetätigung für Airbus mit Systemnachteilen verbunden ist. Aus diesem Grund ist eine weitere Konzeptänderung abgeleitet worden.

Die Konzeptentwurfsphase musste wiederholt werden und die genannten Systemnachteile berücksichtigt werden.

Aus diesem Grund ist das FS-Grundkonzept mit einem lastverteilenden Torque Split Getriebe (TS-Gear) direkt in der Transmissionswelle und zwei aktiven Lastpfaden entwickelt worden (Bild 8 und Bild 9). Das Differentialgetriebe (TS-Gear) führt zur gleichmäßigen Lastaufteilung in den beiden Lastpfaden aber auch zur Unterbrechung des Transmissionspfades.

Zusätzlich zu TS-Gear und Aktuatorgetriebe befinden sich noch ein Drehmomentbegrenzer mit reibschlüssiger Bremse (Torque Limiter) und eine Räderkette (Down Drive) im jeweiligen Lastpfad.

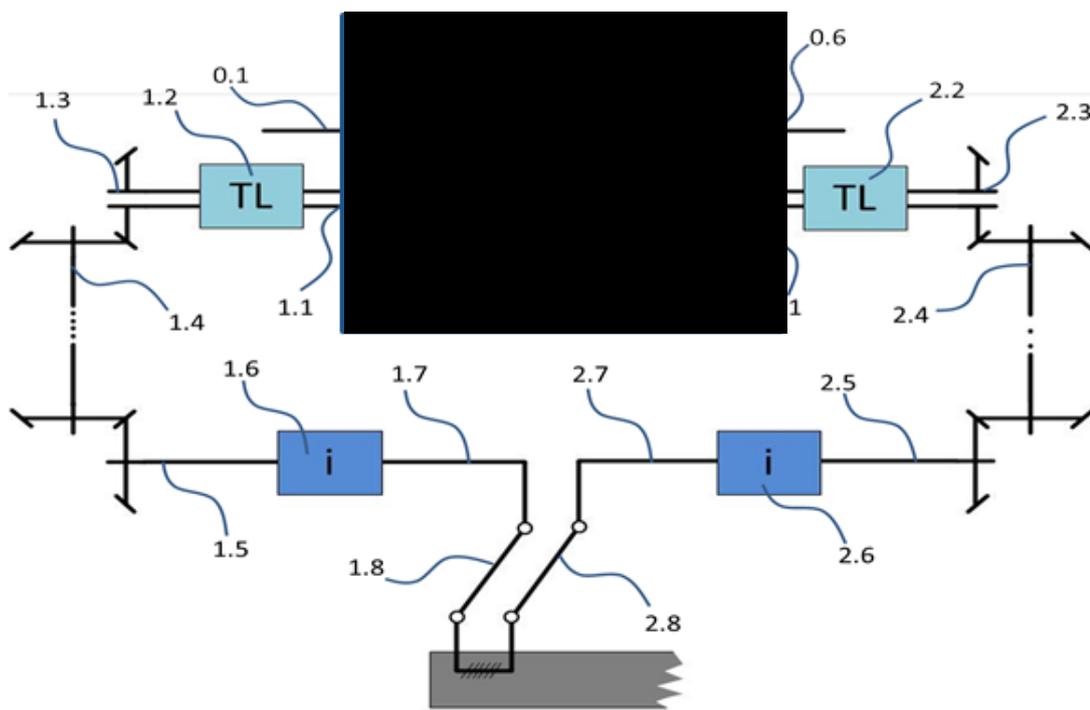


Bild 8: TS-Gear Konzept, Räderschema

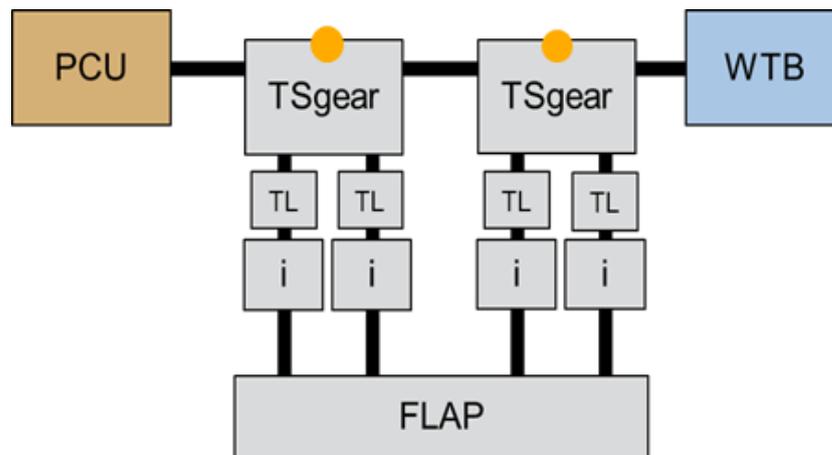


Bild 9: TS-Gear Konzept, Konzeptschema

Für die Erfüllung der FS-Funktion wurde ein zusätzlicher Sensor im TS-Gear integriert (siehe Position: ●).

6.2.2 Monitoring

Das FS-System wird durch einen Sensor unterstützt, welcher die folgende Funktionen erfüllt:

- Überwachung beider Lastpfade und TS-Gear
- Detektion bei Fehler „disconnect“ in einem der Lastpfade
- Sensorsignal führt zum Stopp der PCU und Auslösen der Bremse (WTB, Wing Tip Brake)
- 2 Sensorimpulse je Umdrehung des TS-Gear

	Purpose	Sensor	Definition, System Reaction	Threshold	Sampling Interval	Confirmation Cycles
	Jam Detection	FPPU	System speed lower than threshold, Cockpit indication: 'Flaps Fault' 'Flaps Lever ... Recycle' (Lever selection in opposite direction possible)	7.84 rpm (Ref.: Drive Station Input) 8.96 %/s (Ref.: Drive Station Output)	1000 ms	5
	Overspeed Detection	FPPU, APPUs	System speed higher than threshold Cockpit indication: 'Flaps Fault, Flaps Locked' (Further flaps movement inhibited)	1024 rpm (Ref.: Drive Station Input)	2 ms	2
	Asymmetry Detection	FPPU, APPUs	Flap position difference on LH and RH wing, Cockpit indication: 'Flaps Fault' (Fault reset via reset button possible)	2.00 rev (Ref.: Drive Station Input)	5 ms	2
	balance monitor	disconnect in LP1 or LP2 internal sensor	planetary gears are in tolerance (just compensation movement to avoid interlocking and to adjust tolerances) when passing internal sensor. System stop. Activation of WTB	tbd	28.5 ms	tbd
	carrier monitor	disconnect in TSgear or at transmission shaft internal sensor	planetary carriers are in contact System stop. Activation of WTB.	tbd	1.6 ms	tbd
	sensor monitor	sensor failure		tbd	tbd	tbd

Bild 10: Monitoring Konzept

Der Sensor liefert im intakten Betrieb 2 Signale pro Umdrehung. Diese sind für die Überwachung des Sensors notwendig. Dabei wird für die Betriebszustände ausgeschlossen und sichergestellt, dass ein ausbleibendes Signal durch einen entsprechenden mechanischen Fehler verursacht wird und nicht durch einen defekten Sensor. Daher wird der Sensor als Duplexsensor ausgeführt. Die durch den Sensor entstandenen Monitoring - Möglichkeiten (Bild 10) sind:

- Carrier monitor
 - Detektion „disconnect“ in TS-Gear (Planetenräder)
- Balance monitor
 - Detektion „disconnect“ in Lastpfaden
- Sensor monitor
 - Detektion „Fehler im Sensor/Verkabelung“
- Normal operation monitor
 - Detektion intaktes System

Die Arbeitsweise der Monitoring-Struktur wird in Kapitel 6.2.2 dargestellt.

6.3 AP030 Entwurfskonstruktion:

6.3.1 Entwurfsphase 1

Für das, zum Trade Off Review, vorbereitete Konzept 3 bestehend sowohl aus einem aktiven Lastpfad (Aktuatorgetriebe) wie auch aus dem passiven Lastpfad (im Fehlerfall fixieren der aktuellen Klappenstellung) sind erste Modellentwürfe erarbeitet und Airbus vorgestellt worden (Bild 11 und Bild 12).



Bild 11: Entwurf FS-GRA Aktuatorgetriebe

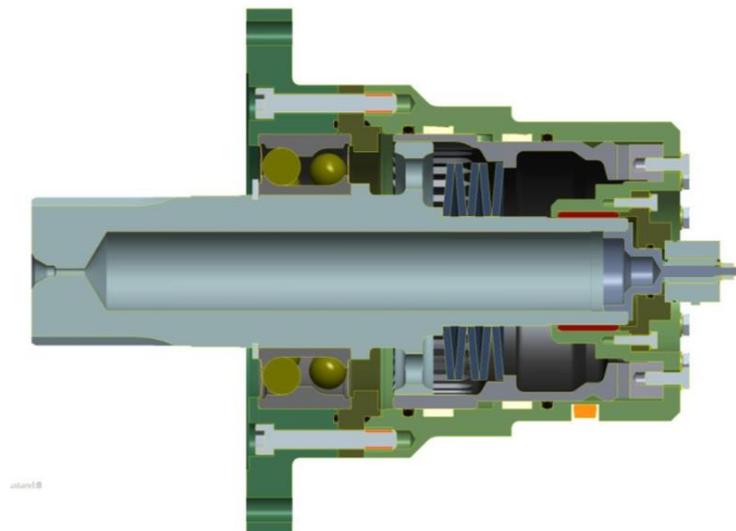


Bild 12: FS-GRA Modellentwurf formschlüssige Bremse

Da dieses Konzept mit Systemnachteilen bei Airbus verbunden war, wurde die weitergehende Entwicklung eingestellt.

6.3.2 Entwurfsphase 2

Für das TS-Gear (Bild 14), Torque Limiter, Down Drive und das Aktuatorgetriebe wurden die CAD Modelle erarbeitet und der erforderliche Bauraum (Bild 13) abgegrenzt.

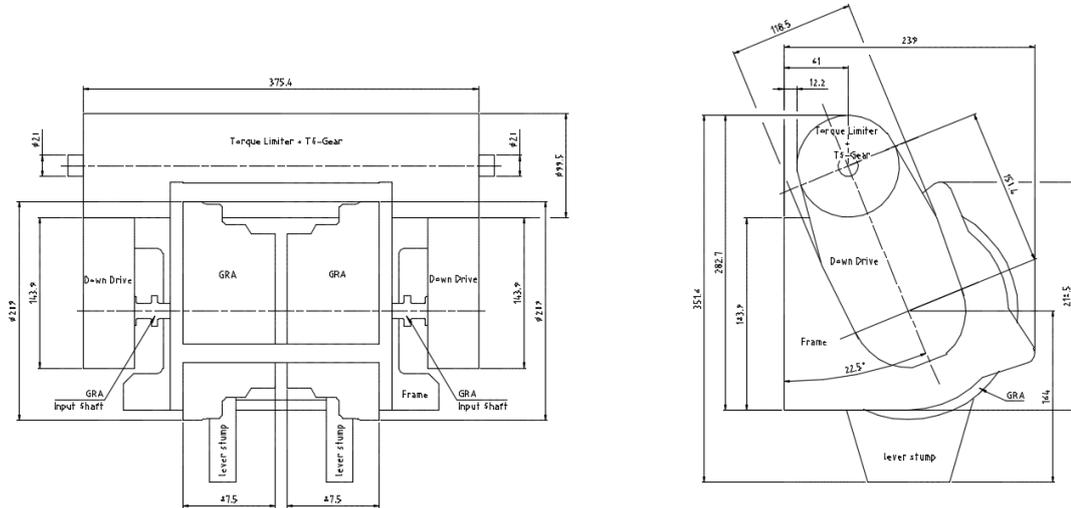


Bild 13: Entwurf FS-GRA

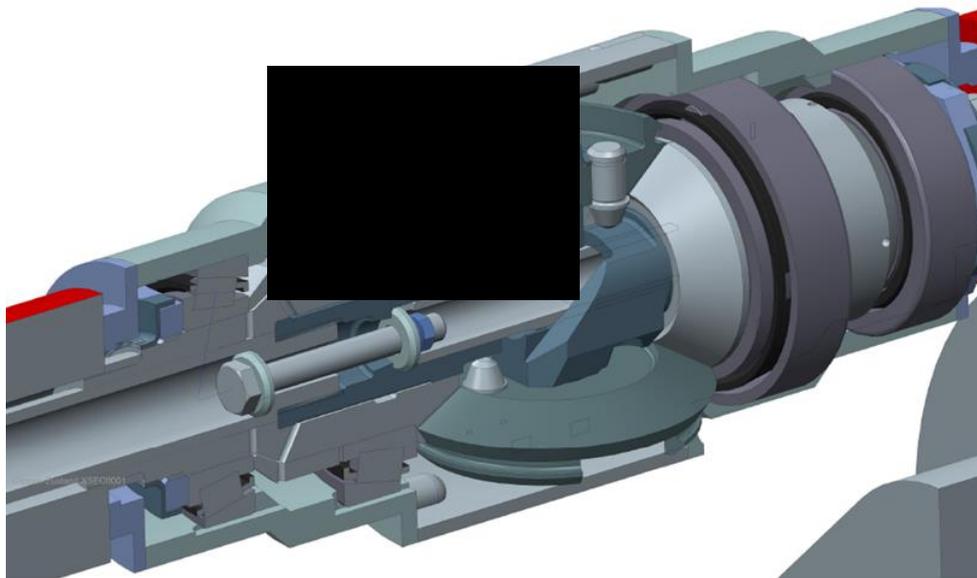


Bild 14: TS-Gear

Das Ergebnis der überschlägigen FEM-Analyse für die Ultimate Load von 450 Nm ist im Bild 15 dargestellt.

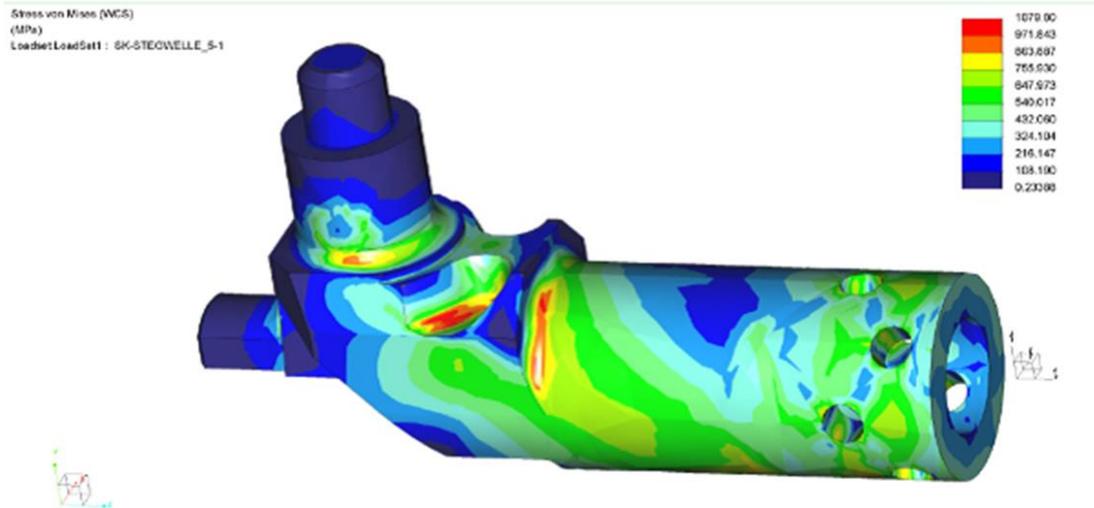


Bild 15: TS-Gear; Planetenträger

Die konzeptionelle Integration der FS-GRA Aktuatorik in den Stationen 1-4 in die Tragflächen ist in Bild 16 dargestellt. Die 20° Flügelpfeilung wird durch entsprechende Kegelradgetriebe realisiert.

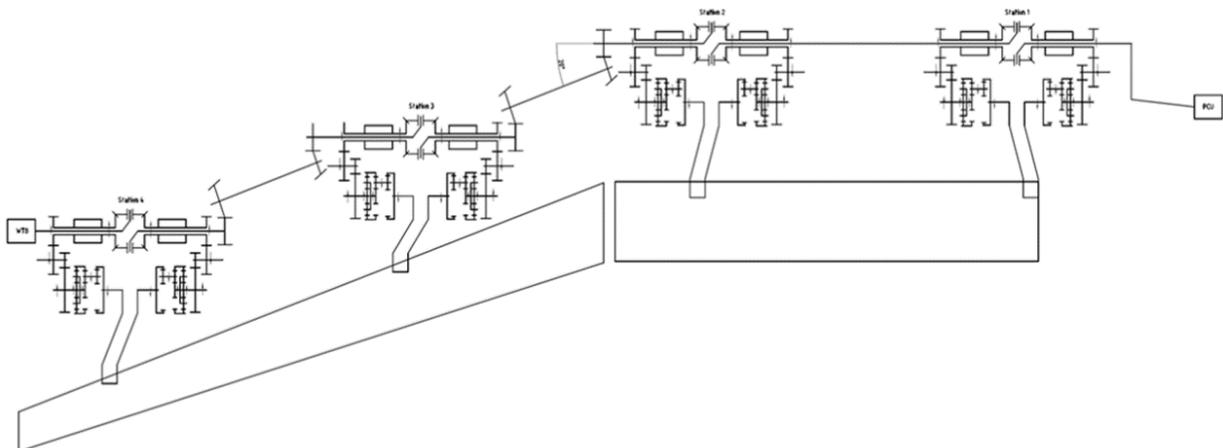


Bild 16: Berücksichtigung der Flügelpfeilung

Auch das Monitoring-Konzept (Bild 17) wurde weiter bearbeitet und konkretisiert. Die zwei Grundfunktionen konnten abgegrenzt werden:

- **Normalfunktion:** Sensor überwacht den Umlauf der Planeten um die Transmission Shaft Achse (1). Bei einem kompletten Hub drehen sich die Planeten um die Achse (2). Ziel ist die Erkennung und Vermeidung schlafender Fehler.
- **Fehlerdetektion:** Disconnect in einem Lastpfad bewirkt drehen der Planeten um (2) in den Sektor (3). Das resultierende Ausgangssignal wird für die Fehlerdetektion genutzt.

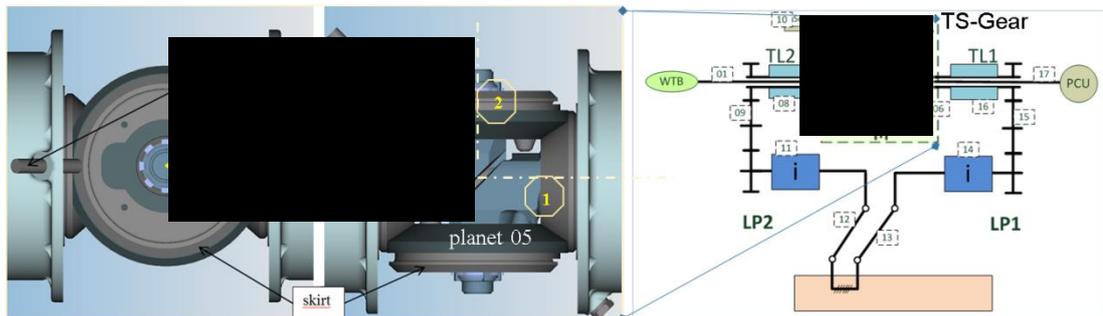


Bild 17: FS-GRA Monitoringkonzept

Das PDR ist am 26.03.2014 durchgeführt worden und wurde am 08.05.2014 erfolgreich abgeschlossen.

6.4 AP040 Detailkonstruktion

Ergebnis der Entwicklung ist eine Fail Safe Aktuatorik als Technologieträger zur Verstellung der Landeklappen. Bei Ausfall einer Komponente im Laststrang zwischen der zentralen Antriebswelle [TS-Transmission Shaft] und der Anbindung zur Landeklappe wird im Fehlerfall die Fail Safe Funktion das Fixieren der Klappe in ihrer aktuellen Position sicher gewährleisten.

Ein Torque Split Design ist in den Transmission Shaft integriert und leitet das Antriebsmoment in zwei parallele Lastpfade. Über TL, DD und Aktuatorgetriebe mit Radialtrieb wird der Aktuatorstrang bis zur Klappenanbindung geführt. Das Aktuatorgetriebe ist als WOLFROM Planetengetriebe mit vorgeschalteter Planetenstufe ausgeführt.

Die wichtigsten Merkmale des Konzepts sind:

- Vermeidung von Verspannungen zwischen den Lastpfaden durch Ausgleichsbewegung im TS-Gear
- Differenzialkonzept mit Lastaufteilung 50:50
- Toleranzausgleich über TS-Gear
- Fehlerdetektion über einen Sensor in Kombination mit der Planetenkonstruktion in dem TS-Gear (Differential)

6.4.1 FS-GRA

Auf Basis der Entwurfskonstruktion aus AP030 wurde eine Detaillierung der CAD-Modelle, inklusive der konstruktiven Integration der Sensorkonfiguration in das Torque Split Differentialgetriebe (Bild 19) für den gesamten Laststrang durchgeführt (Bild 18).

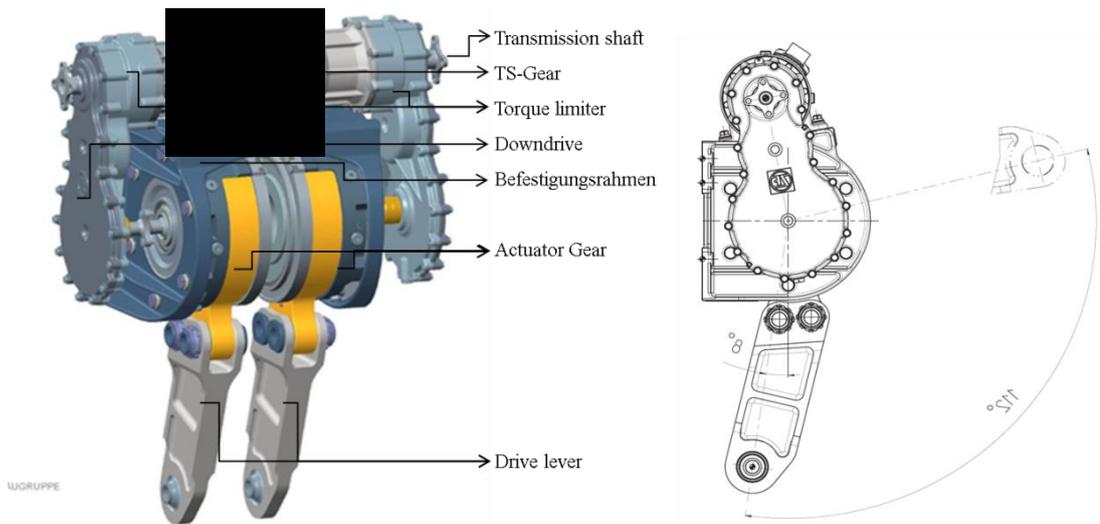


Bild 18: FS-GRA Gesamtsystem

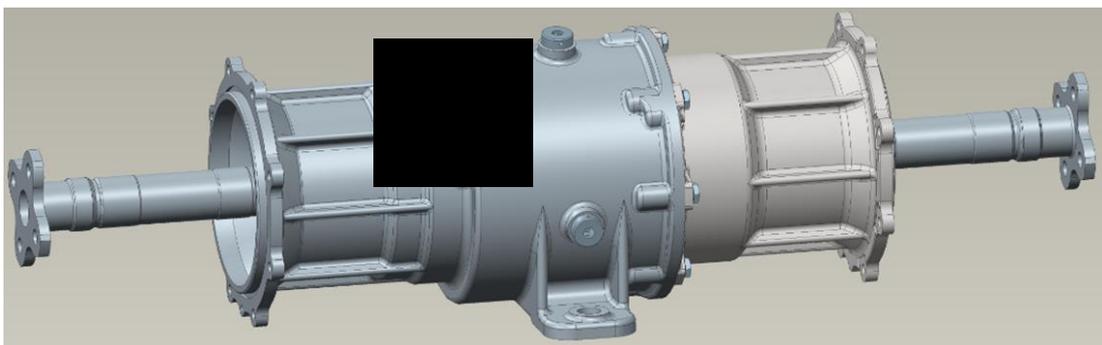


Bild 19: TS-Gear

Neben dem TS-Gear ist das GRA-Getriebe (Bild 20) die zweite Hauptkomponente. Aufgrund der spezifizierten Abtriebsmomente ist der Abtrieb radial angeordnet worden. Die Gesamtübersetzung des GRA-Getriebes beträgt $i = 168$.

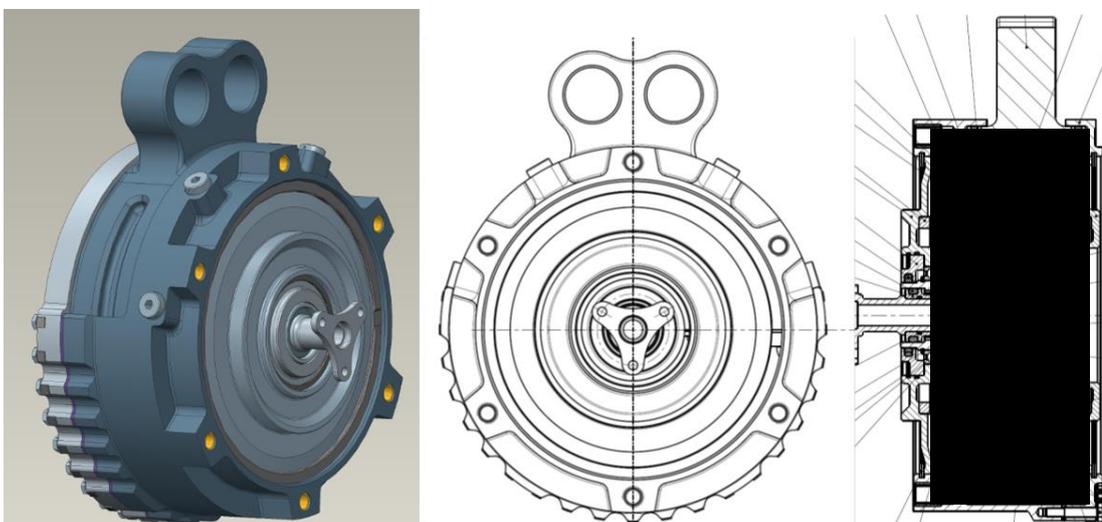


Bild 20: GRA-Getriebe mit Radialabtrieb

Parallel zu den CAD Arbeiten wurden auch die für das CDR notwendigen Analysen und Dokumentationen vorbereitet:

- Programmierung des Monitoring-Konzeptes.
- Erstellung der Zeichnungen und Bauunterlagen.
- Aufbau der FMEA, FMES und Risikoanalysen.

Das Critical Design Review (CDR) wurde anschließend erfolgreich durchgeführt. Damit erreichte der Entwicklungsreifegrad das „Technical Readiness level“ TRL4 (Bild 21).

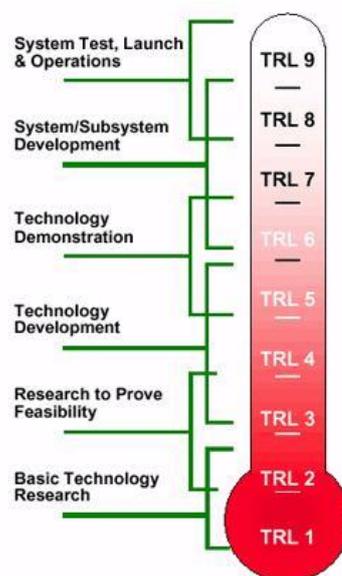


Bild 21: Übersicht der Technical Readiness levels entsprechend Luftfahrt Regularien

Um die nachfolgenden Arbeitspakete (AP070 Herstellung, AP080 Funktionstest, etc.) bearbeiten zu können, mussten noch diverse Arbeiten durchgeführt und abgeschlossen werden.

Bevor mit der Fertigung und Beschaffung der Einzelteile des Systems begonnen werden konnte, mussten die Zeichnungen und Bauunterlagen geprüft und freigegeben werden. Darüber hinaus musste die 3D Modellierung für den Befestigungsrahmen als AL- Gusskonstruktion (Bild 22) geändert und mit Bauunterlagen abgeschlossen werden.

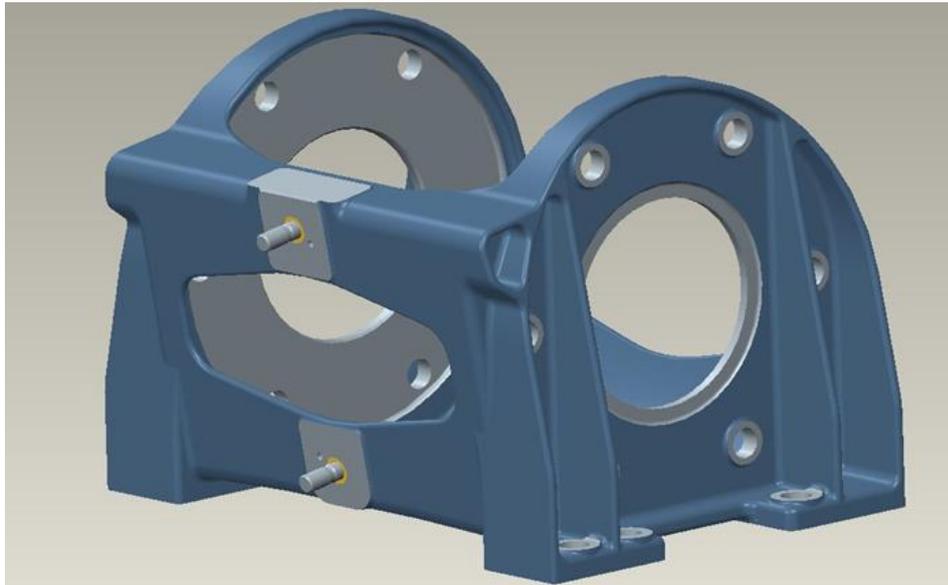


Bild 22: Rahmen ausgeführt als Gusskonstruktion

Die ursprüngliche Auslegung des Befestigungsrahmens als Schweißkonstruktion (Bild 23) musste nach einer FE-Analyse überarbeitet werden. Die Analyseergebnisse haben gezeigt, dass eine Gusskonstruktion (Bild 22) zu bevorzugen ist.

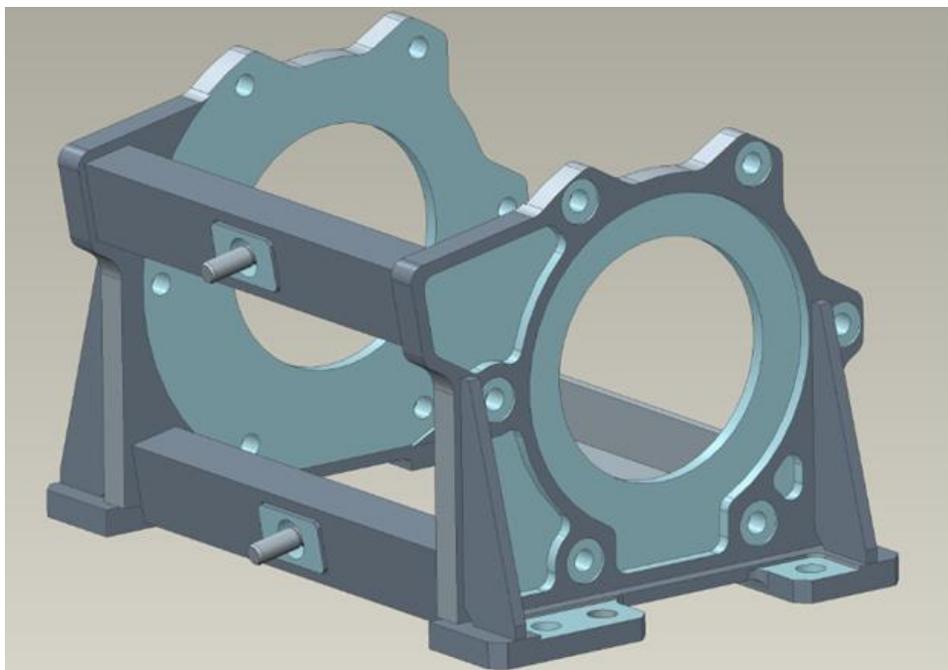


Bild 23: Rahmen ausgeführt als Schweißkonstruktion

Es wurden weitere Komponenten im Lastpfad von Transmissionshaft bis Aktuatorge triebe (Bild 24 und Bild 25) einer FE-Analyse unterzogen und eventuelle Auffälligkeiten wurden konstruktiv behoben.

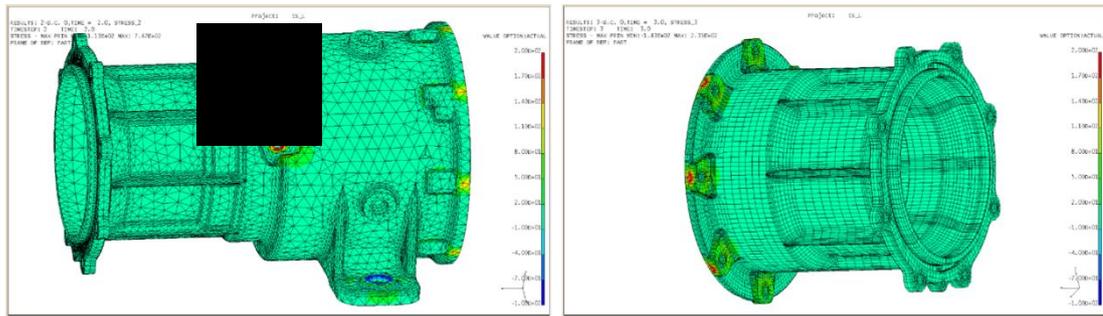


Bild 24: FE-Berechnung des Torque Split Getriebegehäuses (TS-Gear)

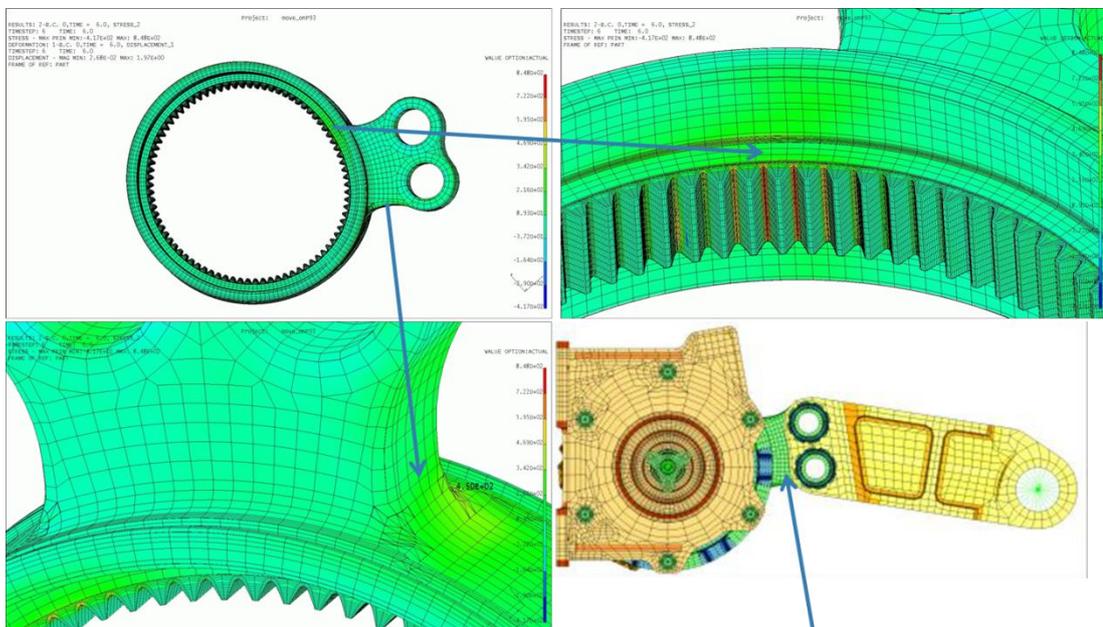


Bild 25: FE-Berechnung von Actuator Gear / Output Ring Gear

Auf Basis der Ergebnisse aus der FE Spannungsanalyse wurde die Abgrenzung der zulässigen Prüflasten für das Komponenten- und Systemprüfprogramm definiert.

Die Programmierung des Monitoring-Konzeptes wurde weiter detailliert.

Mit dem Sensorprototypen sowie den entsprechenden mechanischen Komponenten aus dem TS-Gear wurde die Funktionalität der TS-Gear Funktionalität auf dem Drehzahlprüfstand (Bild 26 und Bild 27) überprüft und bestätigt.



Bild 26: Prüfanordnung Drehzahlprüfstand

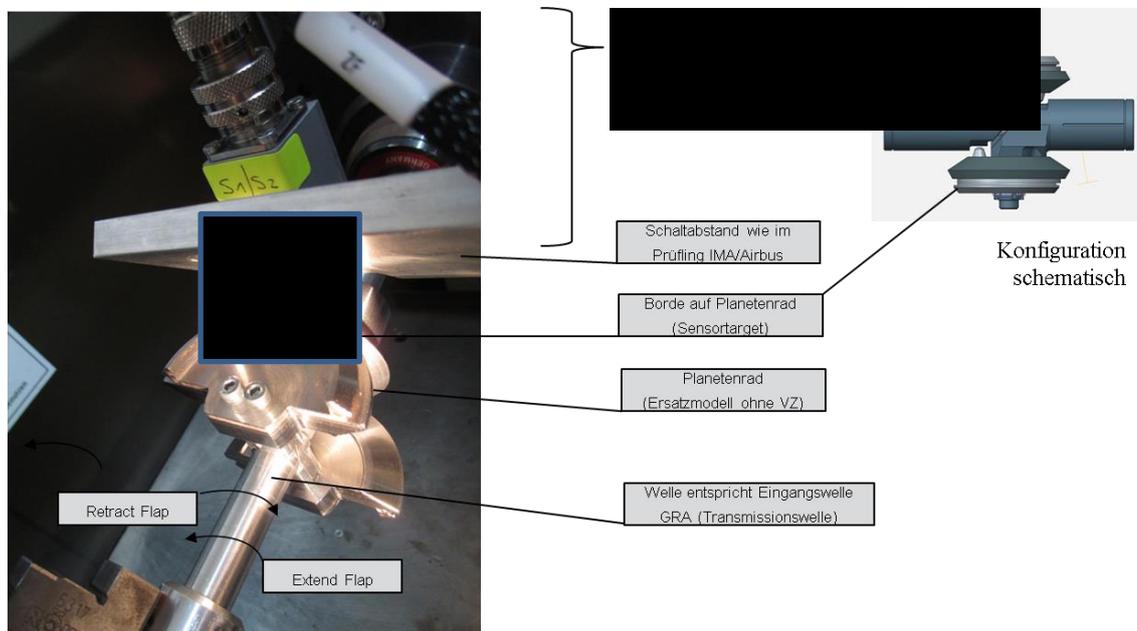
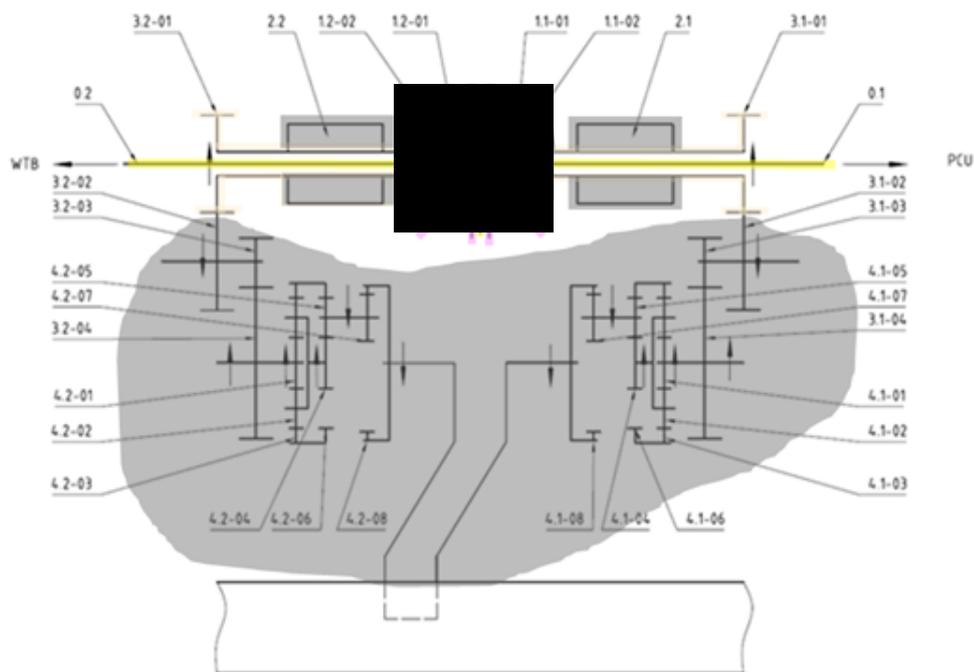


Bild 27: Mechanisches Ersatzmodell im Drehzahlprüfstand

6.4.2 Monitoring

Neben der Detaillierung der mechanischen Komponenten wurde auch das Monitoringsystem weiter detailliert. Ziel ist die Detektion von mechanischen Brüchen im System, welche an allen Stellen im Lastpfad sicher zu detektieren sind. Die Lastpfade und deren Untersuchung sind nachfolgend aufgeführt:

1. Im Lastpfad vor dem Planetenrad (gelb):
 - Dies entspricht einem konventionellen Bruch im Lastpfad und wird somit nicht durch einen gesonderten Monitor überwacht.
2. Das Planetenrad selbst (magenta):
 - Das Planetenrad 1.2-01 bzw. 1.1-01 kann brechen. -> Detektion über eine spezielle S/W Funktion (Carrier Monitor) in Kombination mit einem Sensor.
3. Im Lastpfad nach dem Planetenrad (grau):
 - Ein Bruch kann nach dem Planetenrad im Lastpfad auftreten. -> Detektion über eine spezielle S/W Funktion (Balance Monitor) in Kombination mit einem Sensor.



Balance Monitor detektiert Bruch

Carrier Monitor detektiert Bruch

„Normaler“ Bruch vor Lastpfad

Bild 28: Monitoring Bereiche

Die Entwicklung des Monitoringsystems verlief dreigleisig. Mechanisches Konzept, redundanter Sensor und Monitoringsystem wurden im Komponententest zusammengeführt und für die Systemerprobung geprüft und freigegeben.

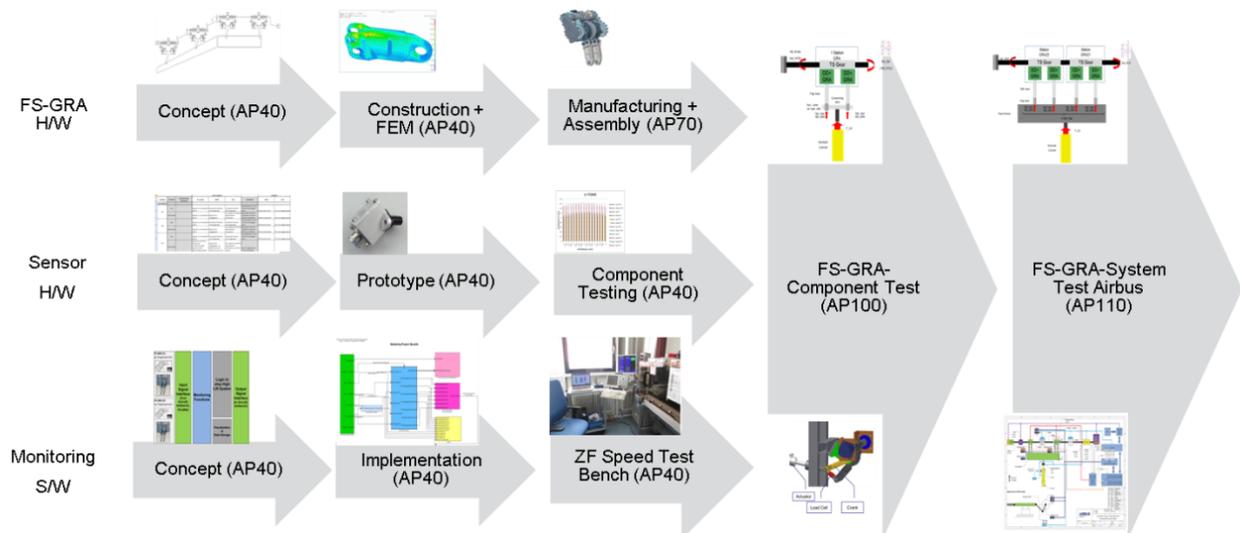


Bild 29: FS-GRA Monitoring Entwicklung

Die Hauptentwicklungsziele beim Monitoring-Systementwicklung sind im Folgenden erläutert:

- Alle relevanten Ausfälle (elektrisch, mechanisch) werden durch einen Airbus oder ZF Software-Monitor erkannt
- Unterscheidung der Ausfälle in:
 - Mechanische Ausfälle z.B. Unterbrechung im Lastpfad bzw. Unterbrechung im Differential selbst
 - Elektrische Ausfälle z.B. Verlust der Spannungsversorgung, Kurzschlüsse etc.
- Detektion von „schlafenden“ Fehlern.

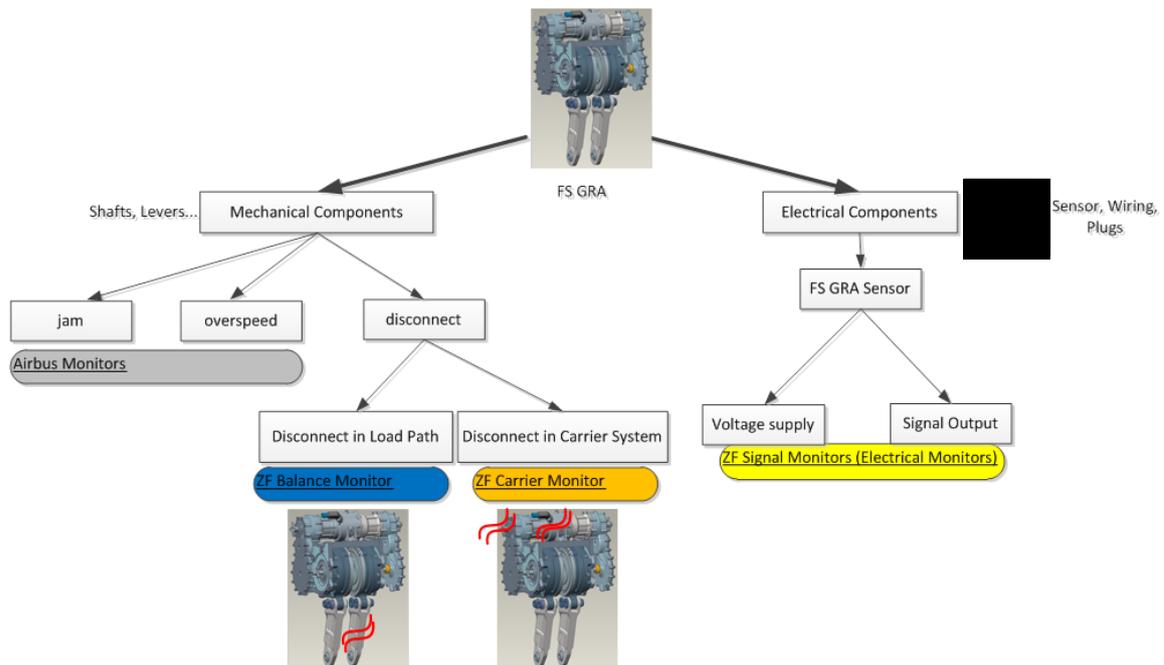


Bild 30: FS-GRA Fehlerdetektion

In Bild 30 sind die übergeordneten Detektionsziele wie auch die einzelnen Ausfälle als Fehlerbaum dargestellt.

Das Monitoring beginnt schon bei Normalfunktion (Bild 31) und nicht erst bei Ausfall (Bild 32). Der Sensor liefert immer ein festgelegtes Signal und erst die Veränderung des Signals führt zu einer entsprechenden Reaktion des Systems.

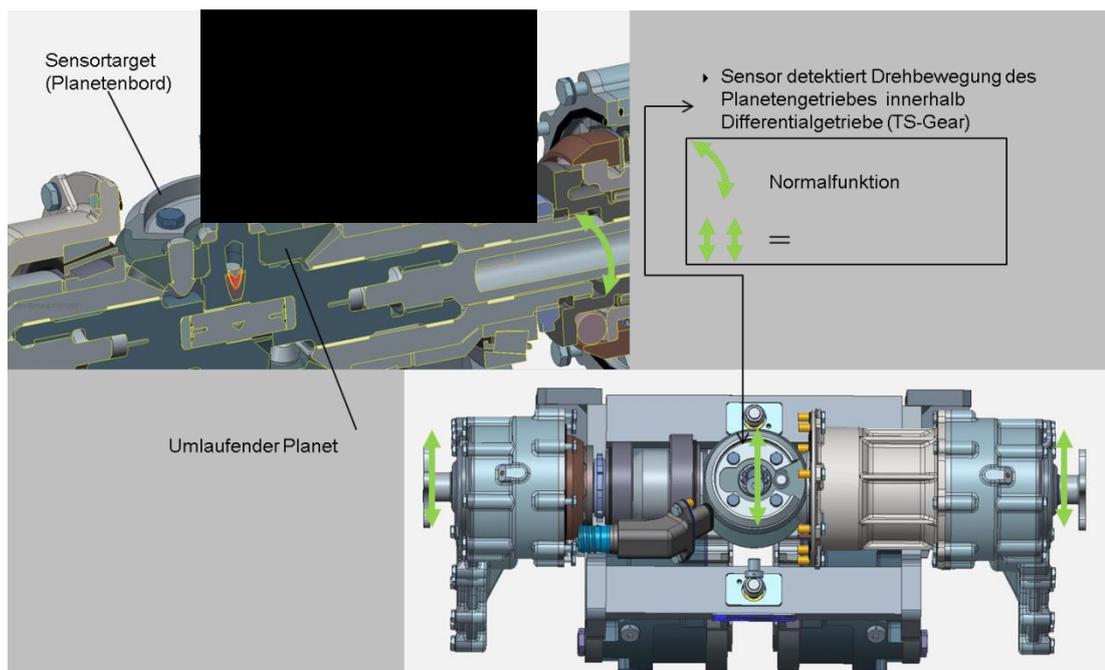


Bild 31: Zusammenspiel Differential/Sensor (Normalfunktion)

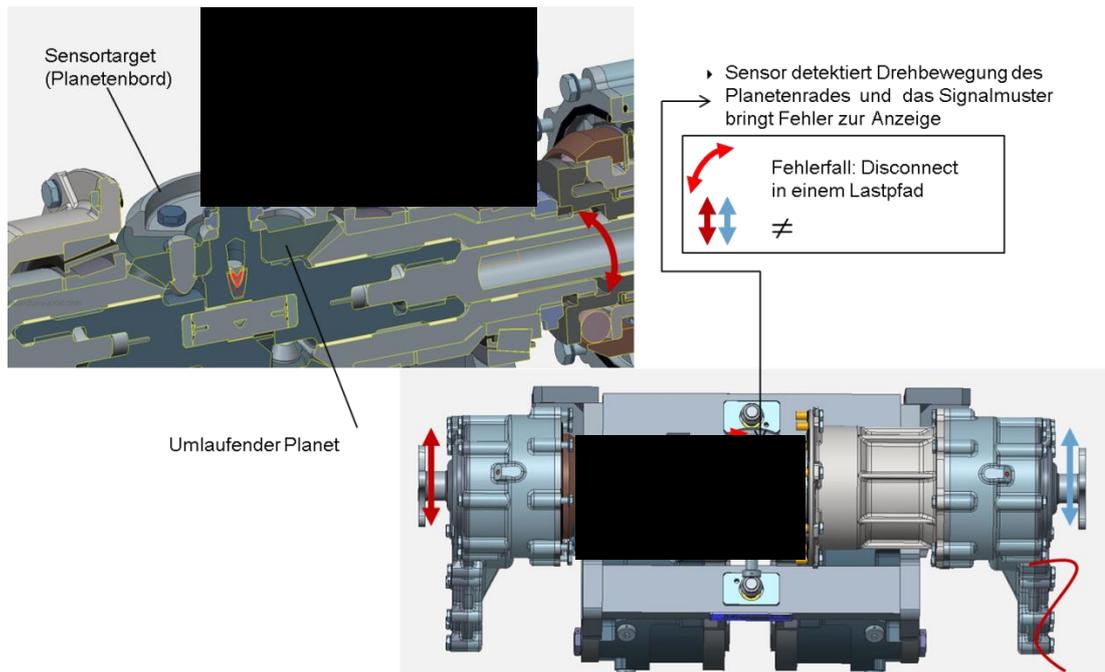


Bild 32: Zusammenspiel Differential/Sensor (Fehlerfall)

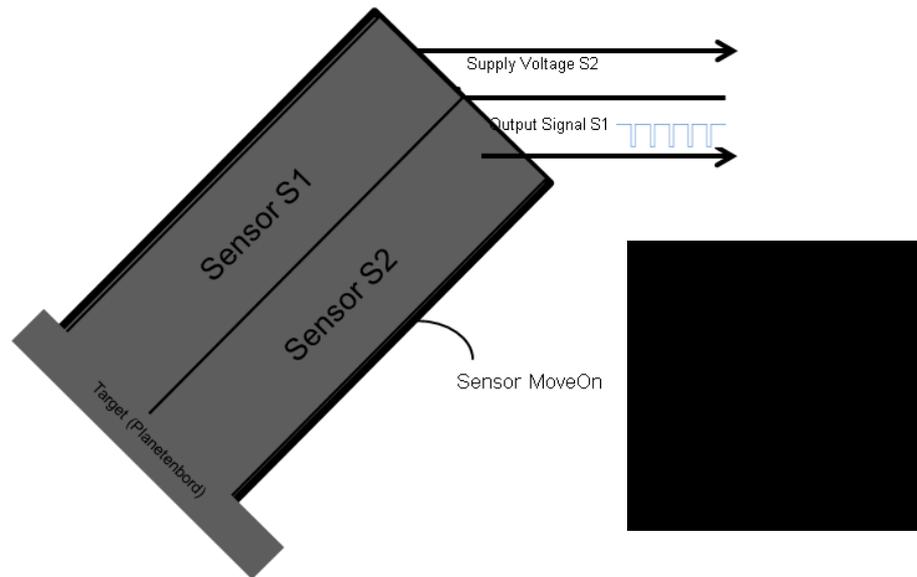
6.4.2.1 Sensoreigenschaften

Der zu verwendete Sensor ist eine Sonderentwicklung im Rahmen des Projektes „MoveON“. Die besonderen Anforderungen an den Sensor machen ihn zu einem Unikat.

Zusammen mit der Unterstützung vom FEZ startete eine Neuentwicklung eines redundanten, induktiven Näherungsschalters (Sensor) zur Zustandsüberwachung des FS-GRAs. Der Sensor detektiert das Vorhandensein der Planetenborde im Differentialgetriebe TS-Gear des FS-GRA. Dieser wurde so entwickelt, dass eine spätere Qualifizierung nach DO160 möglich wäre.

Der Sensor besteht intern aus 2 Sensorteilen (S1 und S2) für eine „gleichzeitige“ Detektion des Targets (Planetenborde) über die Teilsensoren S1 und S2 und Ausgabe eines charakteristischen Spannungspegels [Output Signal: HIGH, LOW].

(Diversität der Komponenten und damit Erhöhung der Sicherheit). Das jeweils charakteristische Schalmuster ist im Bild 33 abgebildet.



Sens or- typ	Sensorausgangssignal (Output Signal Sx)	Interner Sensor Nr.
n/o		
n/c		

Bild 33: Sensoraufbau und -eigenschaften

6.4.2.2 Sensordesign

Das Design des Sensors wurde aufgrund des Zeitdrucks relativ einfach gehalten. Wie in den Bildern (Bild 34 und Bild 35) dargestellt, besteht die Baugruppe aus mehreren Bauteilen, die mechanisch bearbeitet wurden und verschraubt sind.

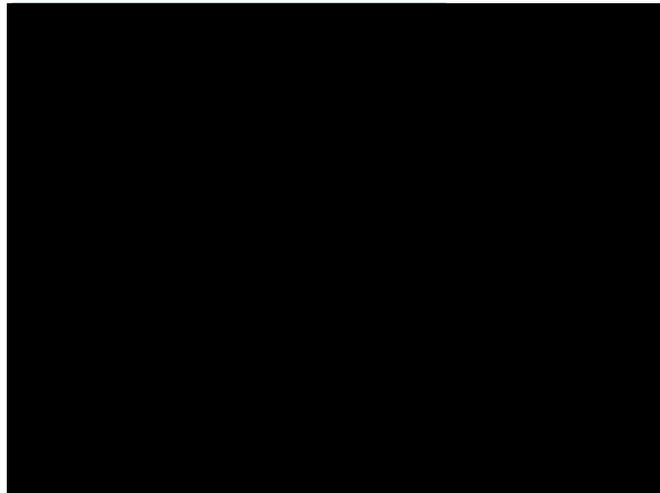


Bild 34: Aufbau Sensorprototyp

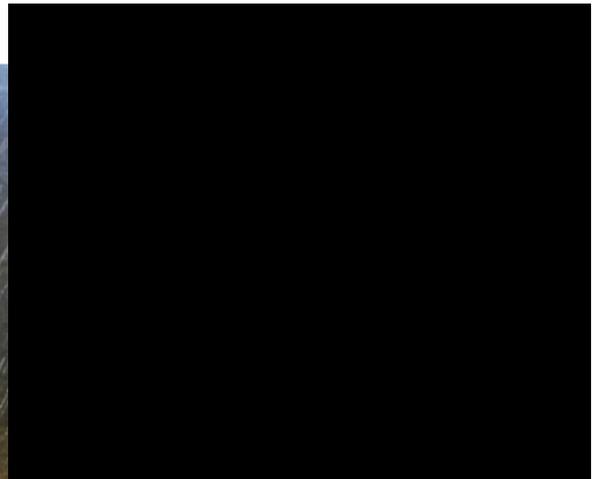
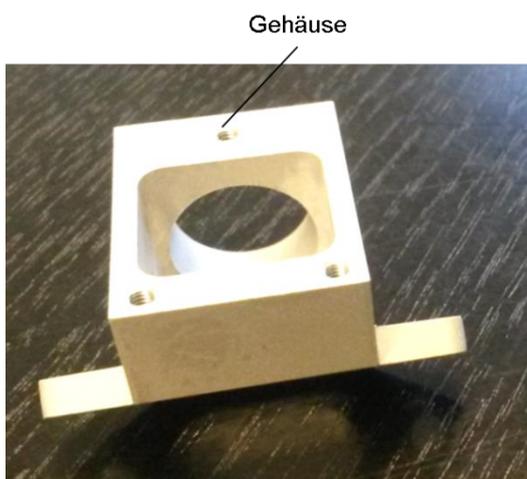


Bild 35: Sensorprototyp (Hardware)

Bei einer Serienproduktion wäre der Aufbau vereinfacht und die Anzahl der Bauteile so weit wie möglich reduziert.

6.4.2.3 Aufbau Monitoring Software

Der Monitoring Teil der S/W ist in mehreren Layern aufgebaut.

- Signal Monitoring (Signalintegritätsmonitore)
 - Überwachung auf elektrische Fehler in der Versorgung des Sensors oder des Sensors selbst
- System Monitoring
 - Balance Monitor (Bild 36 und Bild 37)
 - Carrier Monitor (Bild 38 und Bild 39)

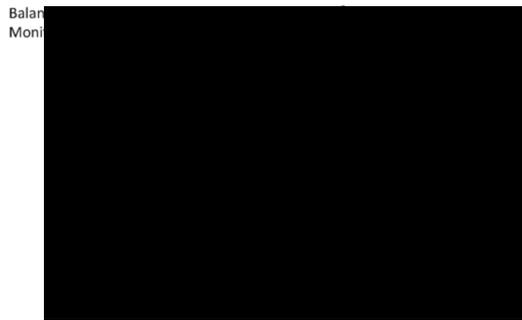


Bild 36: Balance Konfiguration

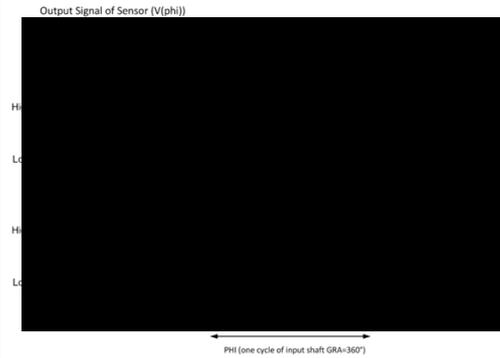


Bild 37: Balance Output Signal

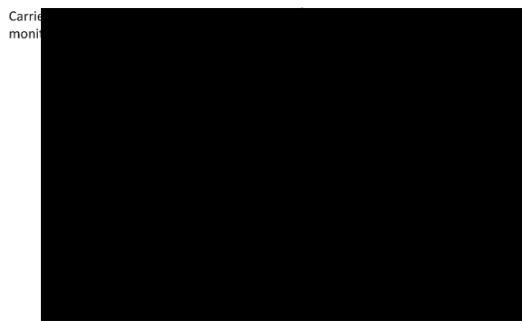


Bild 38: Carrier Konfiguration

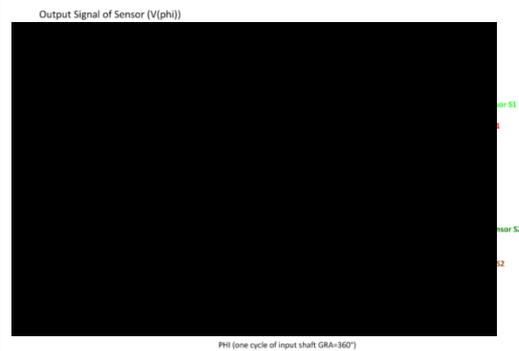


Bild 39: Carrier Output Signal

Die Monitore (Bild 41) laufen während der Betriebszeit des Flugzeuges (Bild 40) ab dem positiven Signal von der zentralen Systemsteuerung: Das High Lift System ist betriebsbereit (z.B. PCU läuft, Spannungsversorgung stabil, Steuergeräte nicht mehr im Hochlauf etc. „High Lift System Ready“).

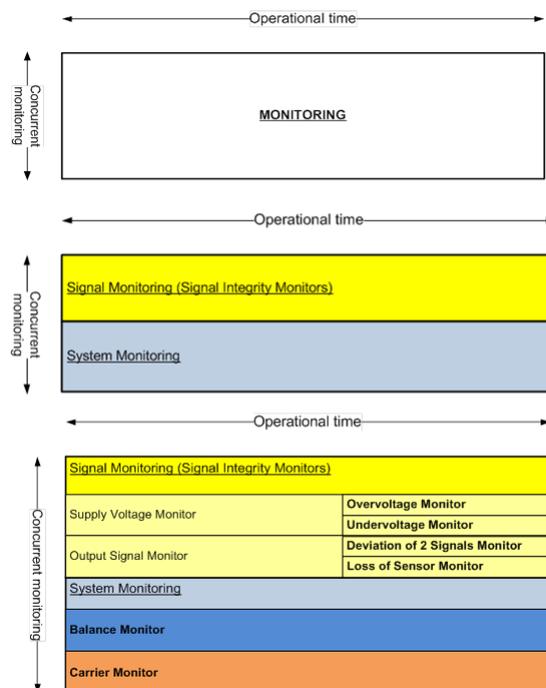


Bild 40: Operational Time

Alle Monitore laufen parallel, voneinander unabhängig und beeinflussen sich nicht gegenseitig. Die Monitore werden intern redundant aufgerufen (jedem Sensor ist sein „eigener“ Monitor zugeordnet). Die Umsetzung der Monitoring-Funktionen (Bild 41) geschieht in Simulink.

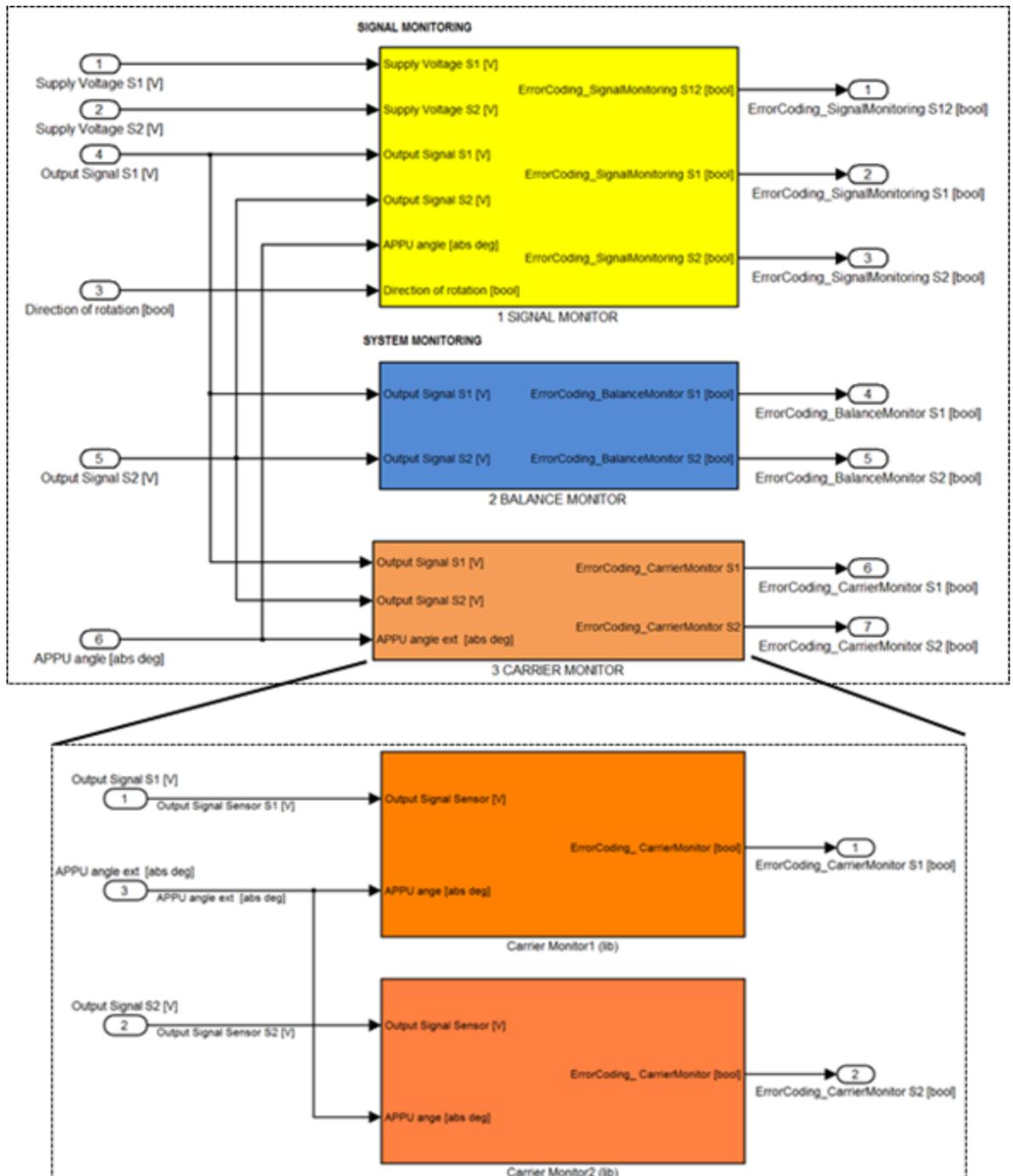


Bild 41: Monitore in Simulink

6.5 AP070 Herstellung und Beschaffung der FS-GRA Aktuatorkomponenten:

Die Beschaffung der FS-GRA Aktuatorkomponenten startete mit der Beauftragung externer Fertigungsprozesse und Bauteilkomponenten auf Basis der erstellten Zeichnungen und Bauunterlagen.

Die zeit- und fertigungskritischen Verzahnungsteile, wie z.B. die Wolfram-Planeten (Bild 42) und Hohlräder der Aktuatorgetriebe, konnten von den externen Herstellerfirmen nach anfänglichen Verzögerungen im März 2016 geliefert werden.

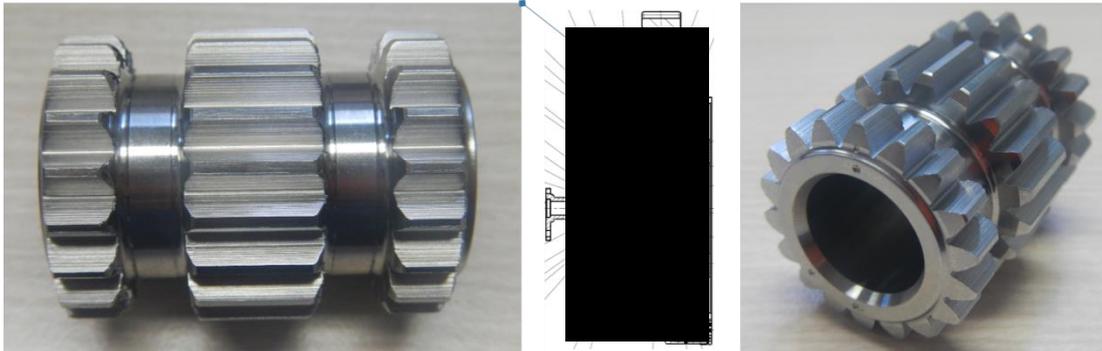


Bild 42: WOLFROM-Planeten

Die komplexe Fertigung der Wolfram-Planeten für das Aktuatorgetriebe erforderte neben der maschinentechnischen Ausstattung auch die Bearbeitungskenntnis und Verzahnungserfahrung. Für die Bearbeitung dieser Teile waren Werkzeugspindeln und Schleifscheiben (Bild 43) erforderlich, die als Sonderwerkzeuge bei dem entsprechenden Schleifmaschinenhersteller neu gefertigt werden mussten und eine Lieferzeit von 6 Monaten hatten.



Bild 43: Schleifscheibe Wolfram-Planet

Das Konzept unseres Unterauftragnehmers, die Verzahnungsteile mit vorhandenen Werkzeugspindeln zu bearbeiten, konnte nach der Planung der Fertigungsprozessschritte nicht mehr gehalten werden und zwei neue Spindel musste bestellt werden. Daraus hatte sich ein gravierender Lieferverzug von nahezu 6 Monaten ergeben. Die Beauftragung und Lieferung der Gussteile für Down Drive (Bild 44) und TS-Gear (Bild 45) erfolgte zeitnah. Um Transportzeiten zu reduzieren und um den Terminplan einzuhalten, wurden die Gussteile bis auf den Rahmen inklusive der Bearbeitung beauftragt.



Bild 44: Down Drive Gehäuseteile



Bild 45: TS-Gear Gehäuseteile

Da es noch eine Umstellung der Rahmenkonstruktion von Schweißkonstruktion auf Gusskonstruktion gegeben hatte, musste der Rahmen mit besonderer Beachtung der

Lieferzeit beauftragt werden. Dies führte dazu, dass die Rohteilherstellung (Bild 46) und die anschließende Fertigbearbeitung bei zwei verschiedenen Lieferanten erfolgen musste.

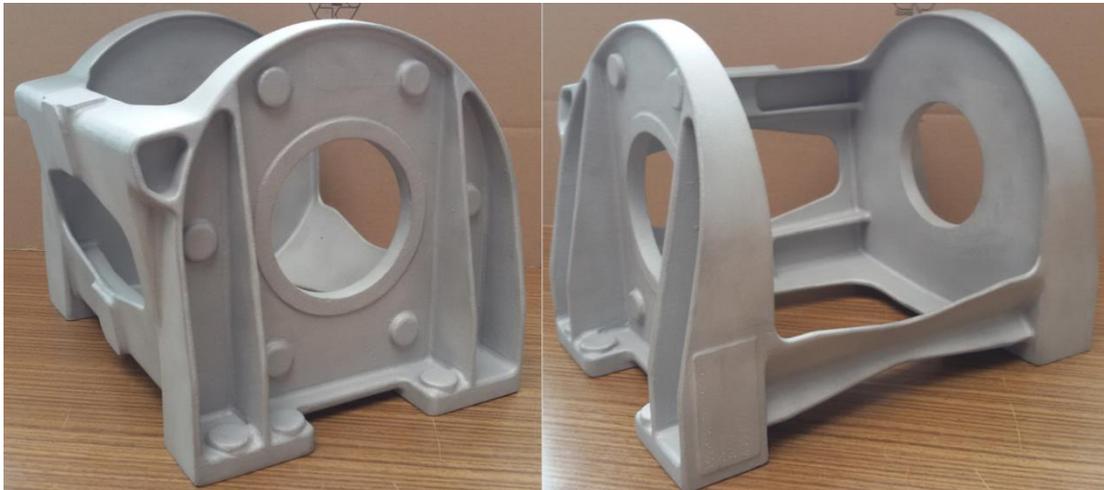


Bild 46: Befestigungsrahmen / Gehäuseteil roh

Im Anschluss an die Fertigungsphase der einzelnen Aktuatorkomponenten und im Zuge der Montagevorbereitung wurden die Einzelteile (Bild 46) den einzelnen Aggregaten zugeordnet.



Bild 47: Zuordnung der Einzelteile zum Aktuatorgetriebe

Die für die Montage erforderlichen Vorrichtungen wurden gefertigt und in Betrieb genommen. Damit konnte die Fertigung und Montage der FS-GRA Aktuatoren (Bild 48) abgeschlossen und mit den Funktionstests begonnen werden.

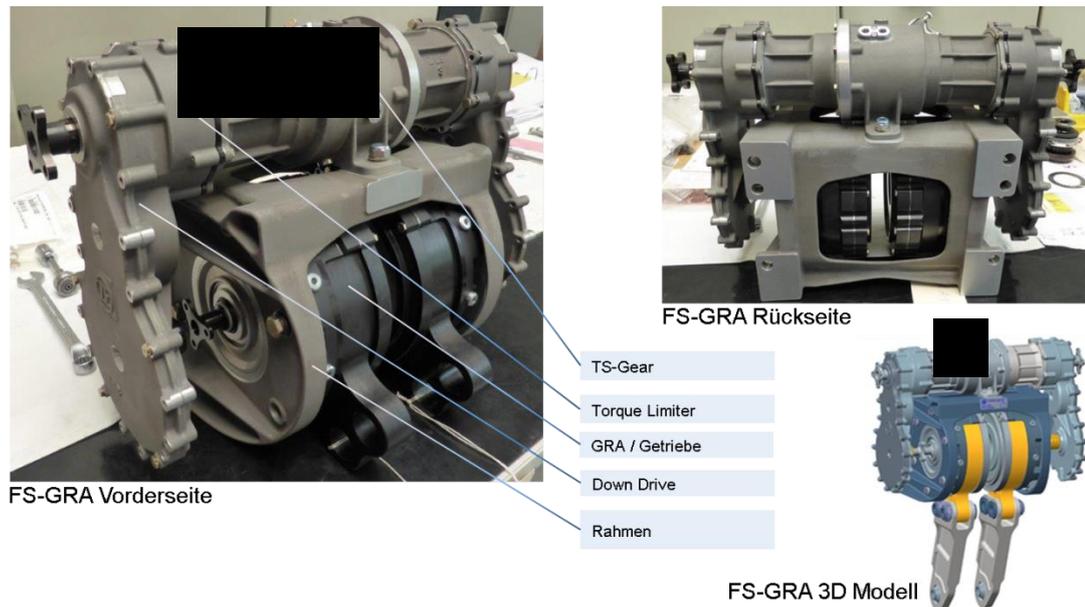


Bild 48: Montage der FS-GRA Gesamteinheit

6.6 AP080 FS-GRA Funktionstest

Das Konstruktionskonzept zur mechanischen Überwachung des Betriebszustandes ist neu und in noch keiner anderen Anwendung bei der ZFL erprobt worden. Es war daher notwendig, das Betriebsverhalten und die Aktuatorfunktionen vor der Komponentenprüfung sicherzustellen.

Dazu wurden zunächst die relevanten Unterbaugruppen wie die lastbegrenzenden Torque Limiter und das Differentialgetriebe mit Sensor (Bild 49 und Bild 50) sowie alle weiteren Aggregatkomponenten in den Lastpfaden und die Sensorik im Hinblick auf ihre Funktion und das Ansprechverhalten geprüft.

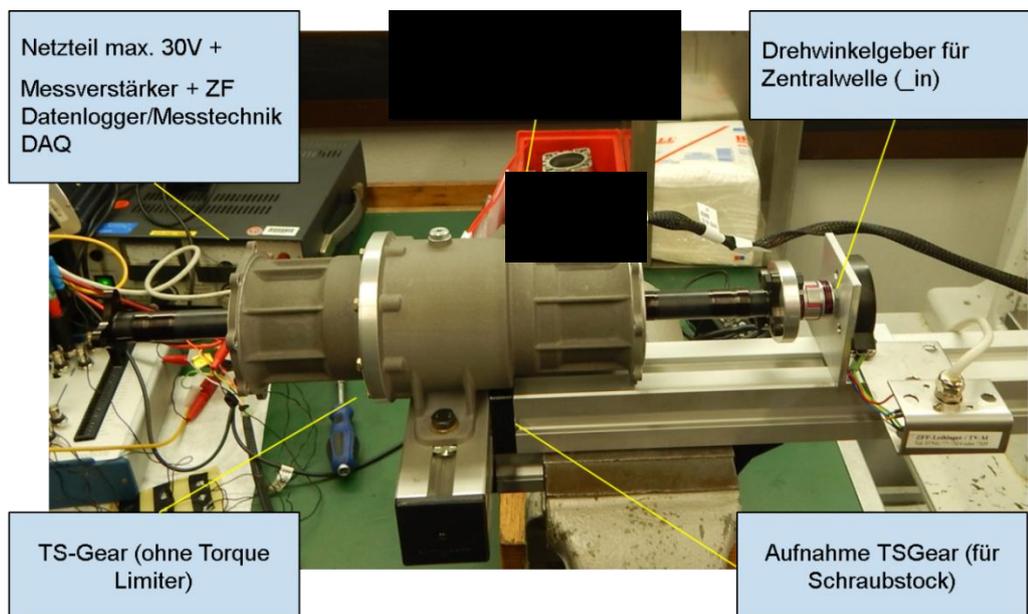


Bild 49: Funktionsprüfung Torque Split Gear

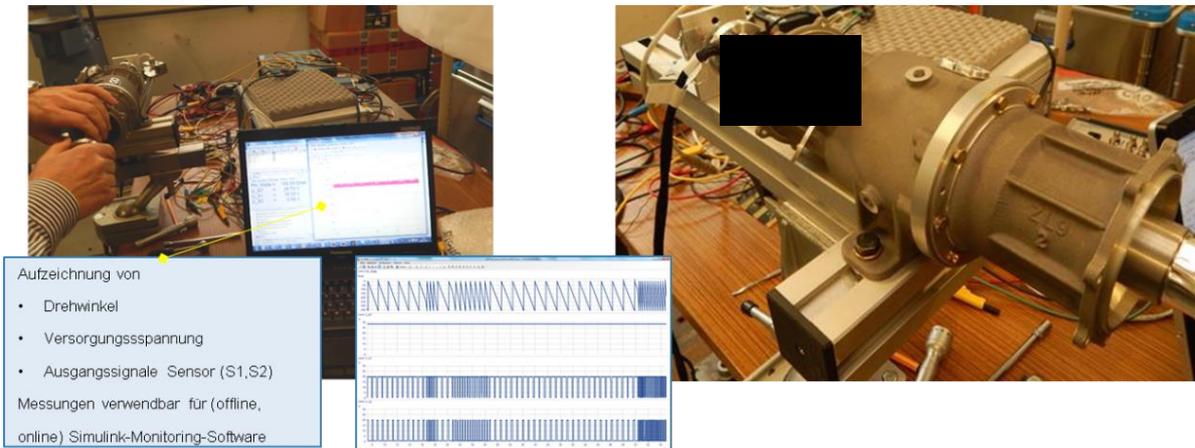


Bild 50: Funktionsprüfung Torque Split Gear

Anschließend wurde das Zusammenwirken der Einzelkomponenten im Gesamtaktuator (Bild 51) auf Funktionalität geprüft und der Gesamtaktuator für die Komponentenprüfung freigegeben.

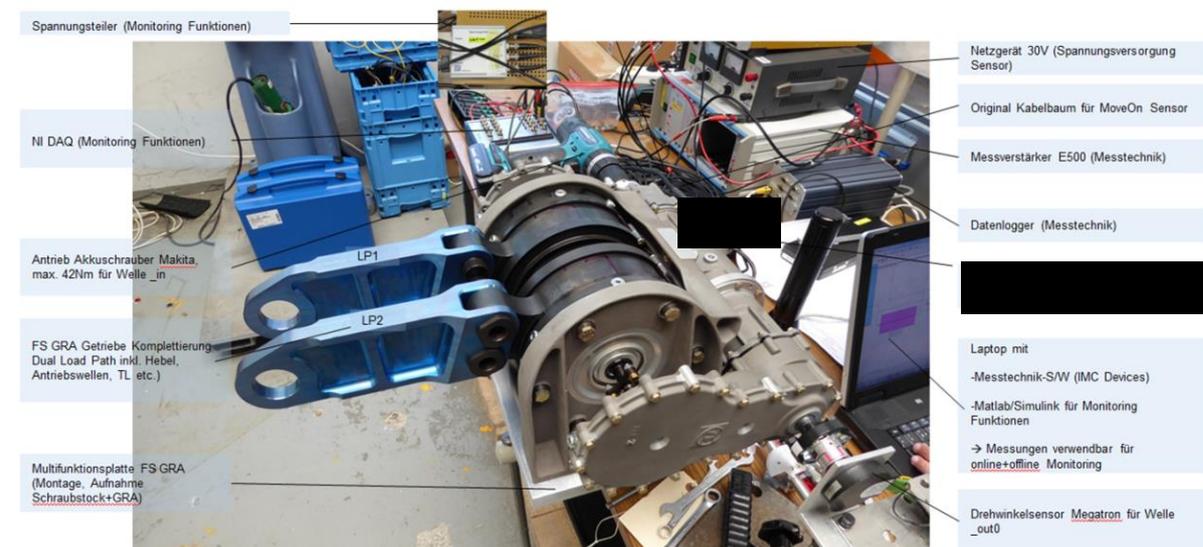


Bild 51: Funktionsprüfung FS-GRA Gesamteinheit / Prüfaufbau

Die Prüfung des Gesamtactuators wurde mittels vorhandener Werkzeuge und Vorrichtungen durchgeführt. An Hand der durchgeführten Tests konnten die einzelnen Funktionen des Gesamtsystems erfolgreich erprobt werden.



Bild 52: Funktionsprüfung des Gesamtsystems (Fehlerfall „Disconnect“)

Darüber hinaus konnte der Nachweis von Normal- und Fehlfunktion erbracht werden. Folgende Ergebnisse der Konstruktions-Funktionen wurden im Versuch überprüft:

- Überarbeitete Planetenborde (mit 102° Öffnungswinkel, keine scharfen Kanten, geringere Detektionsfläche) funktionieren für Normalfunktion und Fehlerfälle auch unter Nenndrehzahl im Gesamtsystem GRA
- Volle Funktionalität in der Normalfunktion bei geringen Lasten
- Nachweis der Fehlfunktion „Disconnect“ bei geringen Lasten
- Nachweis einer geringen Hebelbewegung beim Disconnect
- Nachweis der Freigängigkeit des Getriebes über den gesamten Hub (gemessen: ca. 113.5°, Soll: 113°)
- Nachweis des Auslösens der Torque Limiter
- Torque Limiter Indicator Pin (Pop-Up) beim Auslösen der TL sichtbar (TL Pop-Up fährt aus)
- Schleppmoment Gesamtaggregate sehr niedrig

Auch das Sensor-Monitoring wurde mit folgenden Ergebnissen erprobt:

- Sensor schaltet wie erwartet, ohne Doppelpulse und ohne Pulsverluste (Bild 53 und Bild 54)
- Volle Funktionalität in der Normalfunktion und im Fehlerfall „Disconnect“
- Monitoring S/W wurde im Gesamtsystem validiert:
- Bei Normalfunktion wird ordnungsgemäß kein Fehler erkannt (Bild 55)
- Balance Monitor erkennt ordnungsgemäß einen Disconnect (Bild 56)
- Carrier Monitor (Verkipfung der Planeten um 10°)

Damit war sichergestellt, dass alle möglichen und spezifizierten Fehlerfälle detektiert werden.



**MoveOn – Fail Safe Geared Rotary Actuator -
Abschlussbericht**

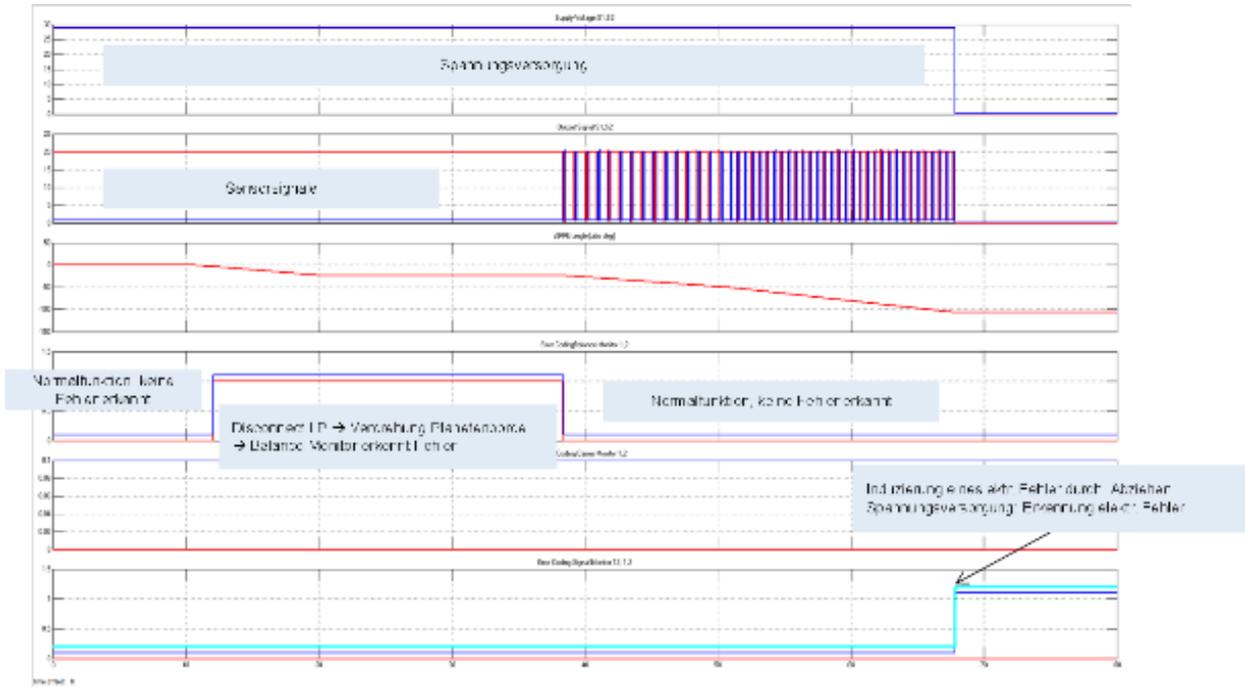


Bild 53: Torque Split Gear-Sensor / Datenauswertung SIMULINK / Monitoring

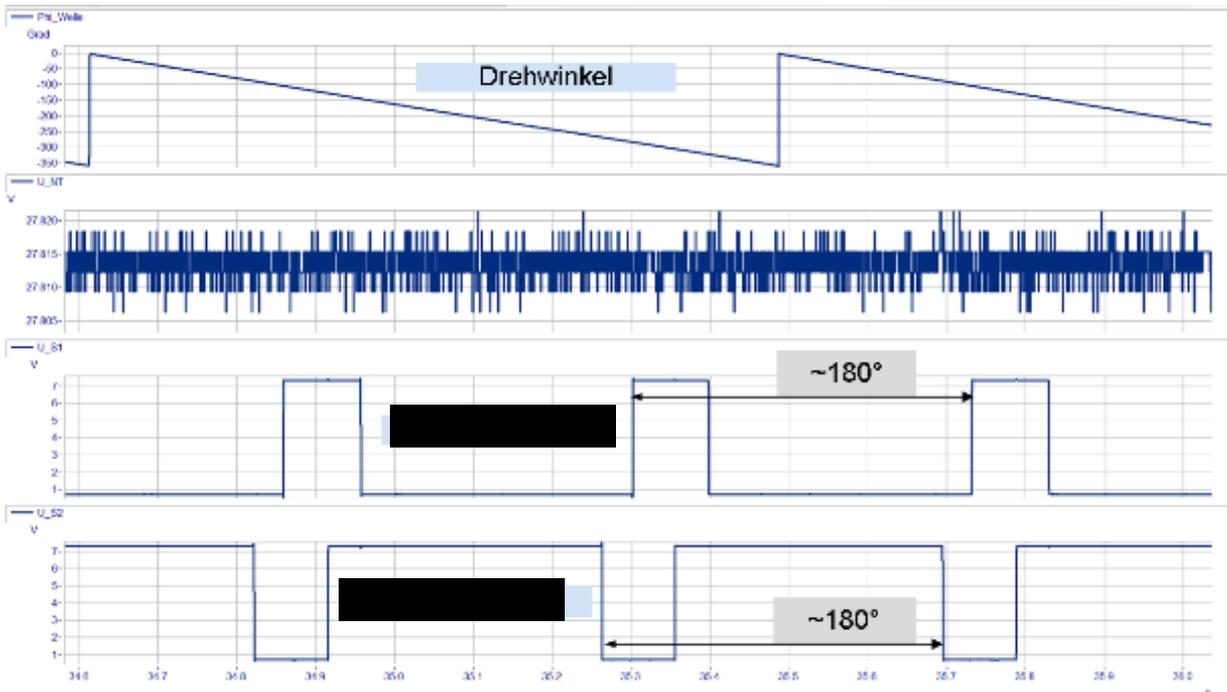


Bild 54: Funktionsprüfung FS-GRA Gesamteinheit / Signaldaten

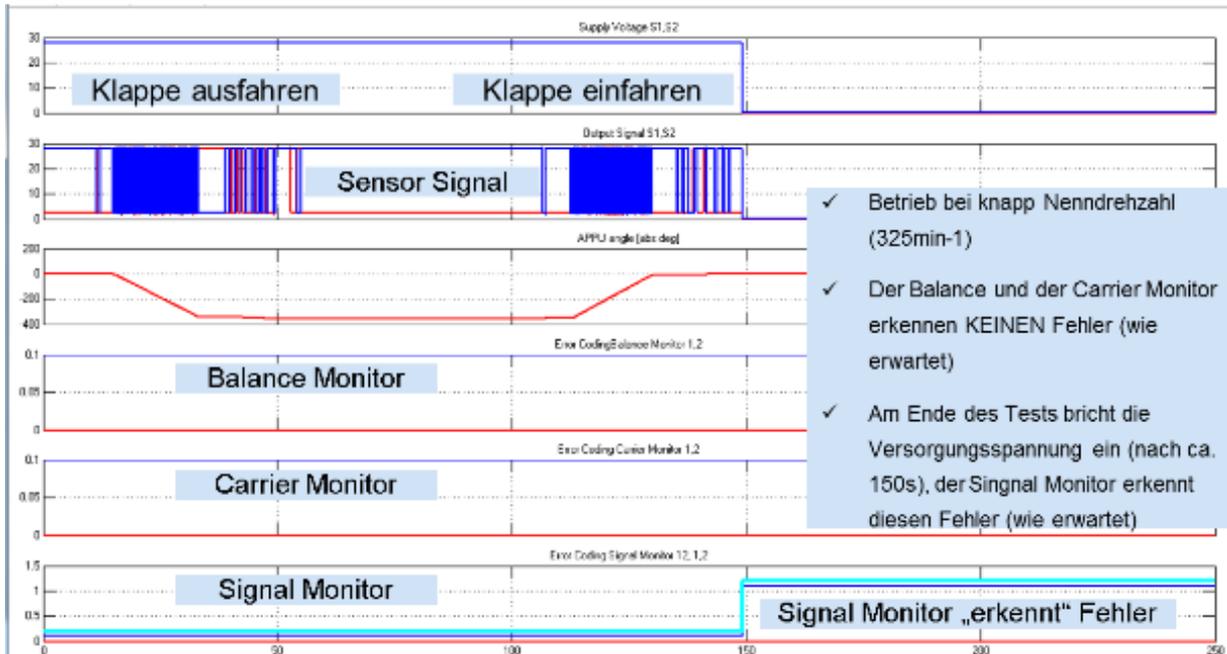


Bild 55: Funktionsprüfung FS-GRA Gesamteinheit / Monitoring (SIMULINK) / Normalfunktion

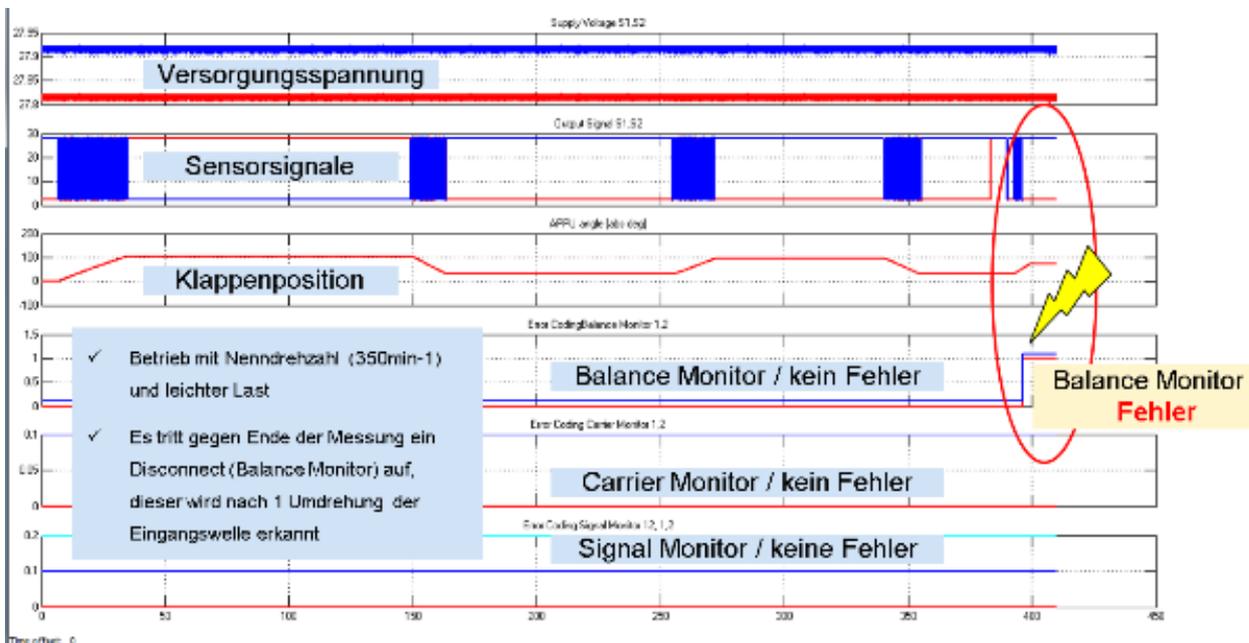


Bild 56: Funktionsprüfung FS-GRA Gesamteinheit / Monitoring (SIMULINK) / Disconnect Failure

6.7 AP090 und AP100 Komponentenprüfung:

6.7.1 Versuchsvorbereitung

Nach der Erstellung und Entwicklung des Komponentenprüfprogrammes ist der Komponentenprüfstand im Juni 2016 für die Erstinbetriebnahme bei der IMA in Dresden eingerüstet worden. Das Konstruktionskonzept (Bild 57) für den Komponentenprüfstand entstand bei der IMA Dresden. Wie für den Systemprüfstand zur Vermeidung einer indifferenten Strecklage in der Hebelkinematik vereinbart, wird auch hier eine um 30° geschwenkte FS-GRA Anordnung vorgesehen.

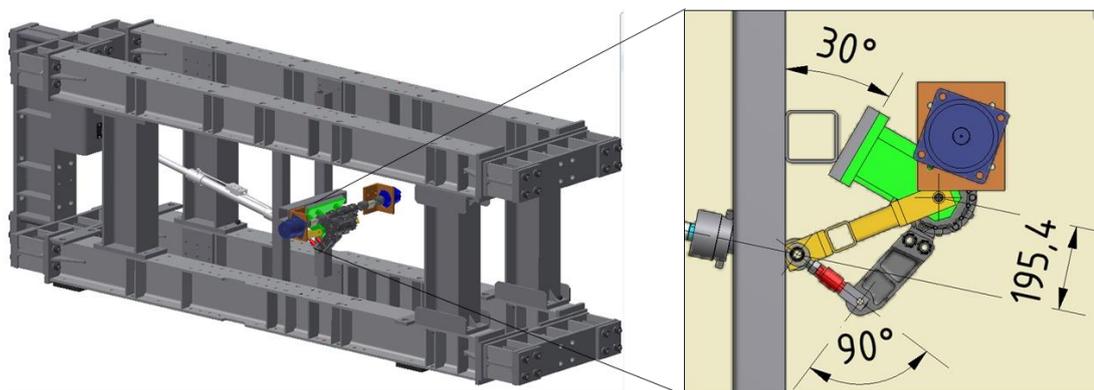


Bild 57: Konstruktionskonzept Komponentenprüfstand (IMA Dresden)

Im Testbetrieb sind prüfstandseitige Funktionsgrenzen identifiziert worden, die erst durch konstruktive Änderungsmaßnahmen kurzfristig gelöst werden konnten. Gegenüber der ursprünglichen Planung war es notwendig, jedes Aktuatoraggregat mit dem ATP zu prüfen, bevor die Freigabe für die Systemerprobung gegeben werden kann. Der Prüfumfang und die Prüfkonfiguration ist daher zu einem Acceptance Test Program umstrukturiert worden. Dieses gliedert sich in folgende Testphasen:

- Initial check: Abfahren der Bewegungs- und Verfahrswege
- Main Test Program-Normal Function: Prüfprogramm der spezifizierten Funktionen für die fehlerfreien Betriebsbewegungen
- Main Test Program Failure Cases: Prüfprogramm für die Fehlerfälle Jam (Klemmen eines Lastpfades) und Disconnect (Bruch in einem Lastpfad)
- Final check: Demontage und Befundung

Der Prüfling wurde am Prüfstand mit der Antriebseinheit (Bild 59) verbunden, welche die im Versuchsprogramm spezifizierten Drehzahlen und –momente aufbrachte.

Zusätzlich zu der Standardsensorik (Nährungssensor am TS-Gear) wurden auch Temperaturfühler (Bild 60) am FS-GRA angebracht. Diese dienen zur Überwachung des Wärmehaushalts der Aktuatorgetriebe. Die Wärmeentwicklung entsteht durch die Verlustleistung, bedingt durch Reibung (z. B. Zahneingriffe, Dichtungen, Lager), im Getriebe.



Bild 60: Temperaturmessstellen am Prüfling

Damit man weiß, welche Kräfte und Momente während der Versuchskampagne auf das Gesamtsystem einwirken, werden zusätzliche prüfstandseitige Sensoren, die sogenannten Kraftmessdosen (Bild 61), angeschlossen.

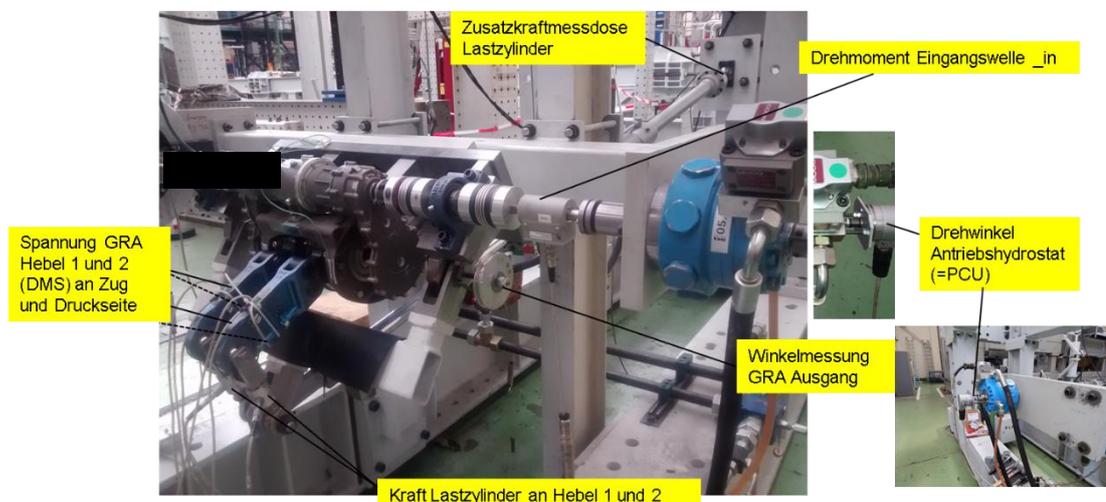


Bild 61: Instrumentierung des Prüflings im Prüfstand

6.7.2.1 Initial Check

Der Initial Check wurde als erster Test bei einem eingerüsteten Gesamtsystem ausgeführt um die Verfahrswege (Bild 62) abzu prüfen und damit den Prüfstand für die weiteren Tests zu kalibrieren.

Vorgehensweise:

Fahre von Endanschlag 1 nach Endanschlag 2

- ✓ Vollhub (Pivot_ges) : $36370 \text{ Grad } \phi_{i_in}$ (entspricht $36370/314.009 = 115.825^\circ$)
- ✓ Überweg insgesamt 3.135°

Oberflächliche Kratzer (hier: Mech. Endanschlag 2)

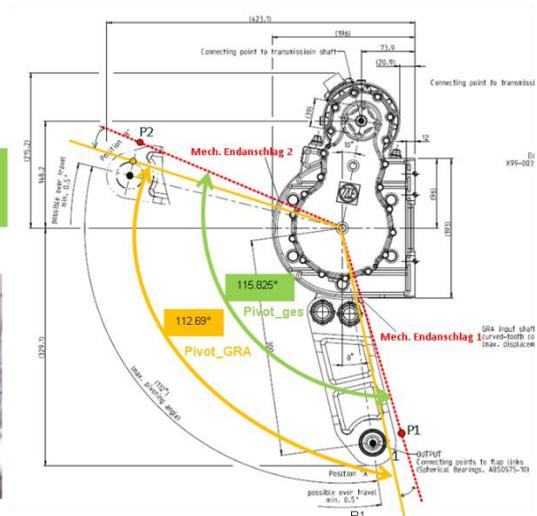


Bild 62: Abfahren der Bewegungs- und Verfahrswege

Die Vorgehensweise bei dem Test ist recht einfach. Dabei wird die Antriebswelle vom FS-GRA solange angetrieben, bis der Hebel am mechanischen Anschlag 2 am Aktuatorgetriebe anhält. Danach wurde in die entgegengesetzte Drehrichtung solange angetrieben, bis der Hebel am mechanischen Anschlag 1 am Aktuatorgetriebe anhält. Die integrierte Messtechnik am Prüfstand erkennt den Verfahrsweg und berechnet den Ausschlagwinkel.

6.7.2.2 Main Test Program-Normal Function

Während des Prüfprogramms zu den spezifizierten Funktionen für die fehlerfreien Betriebsbewegungen werden Kombinationen mit unterschiedlichen Winkelstellungen des Aktuatorgetriebes, Drehzahlen und –momenten abgeprüft. Diese Kombinationen wurden in einem Versuchsprogramm (Excel - Tabelle) festgehalten und in den Prüfstandsregler (Bild 58) überführt.

Der Prüfstand bei der IMA Dresden konnte somit automatisch das eingespeiste Prüfprogramm abfahren.

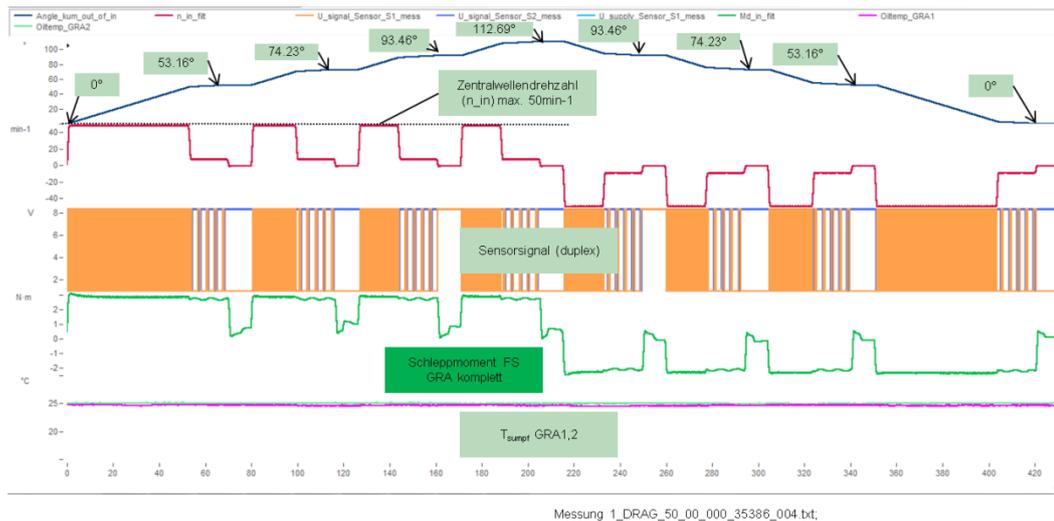


Bild 63: Messung der Schleppverluste

Während des Prüfprogramms wurde außerdem das Schleppmoment aufgezeichnet (Bild 63).

6.7.2.3 Main Test Program Failure-Cases

Während des Prüfprogramms für den Fehlerfall Disconnect (Bruch in einem Lastpfad) wurden mehrere Werte (Bild 64) ermittelt und aufgezeichnet um eine Aussage zur Funktionalität treffen zu können. Das System hat bei dem Versuch wie geplant reagiert.

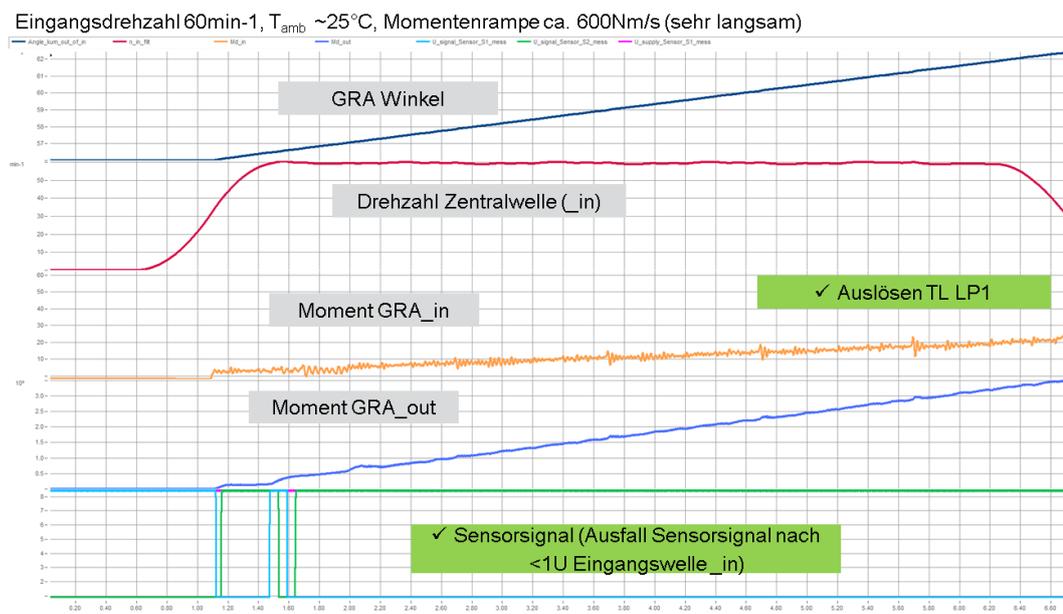


Bild 64: Messung Disconnect

Aus Sicht der ZFL wurden die Prüfstandsversuche erfolgreich abgeschlossen.

6.8 AP110 Systemerprobung bei Airbus

In Vorbereitung zur Systemerprobung wurden schon frühzeitig (in der Entwicklungsphase) die Konfiguration auf dem Systemprüfstand (Bild 67) und die Prüfkine-
matik abgestimmt (Bild 68).

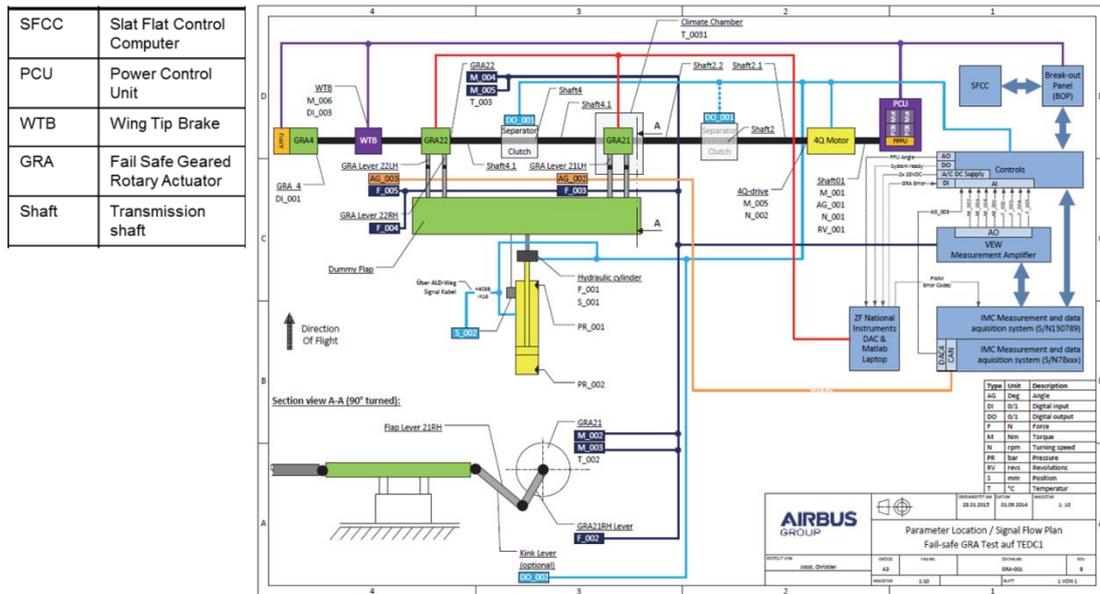


Bild 67: Parameter und Signalkonfiguration Systemprüfstand (Airbus Bremen)

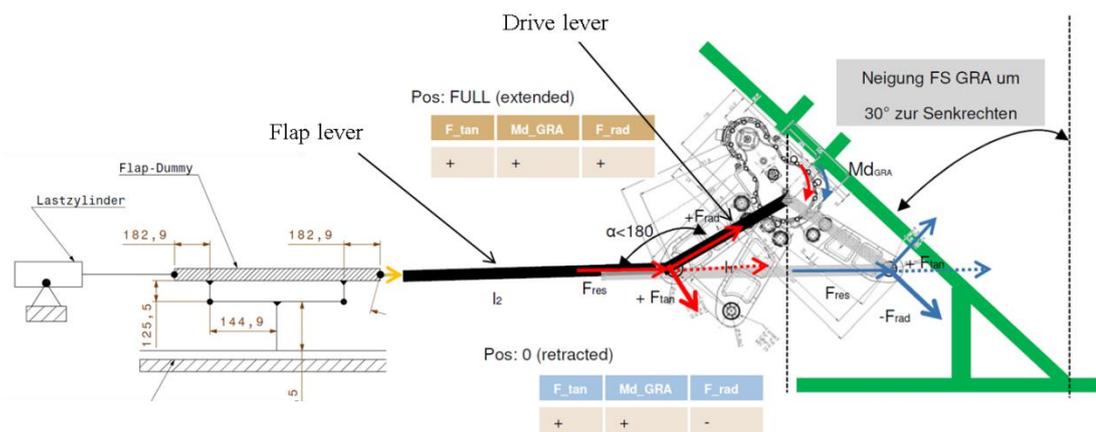


Bild 68: Kinematik-Konfiguration Systemprüfstand

Es wurden auch die grundsätzlichen Prüfpunkte im Prüfprogramm (Bild 69) festgelegt:

- **Accuracy Test (A):** Inbetriebnahme zur Sicherstellung der fehlerfreien Grundfunktion.
- **Performance Tests (B):** Prüfprogramm der spezifizierten Funktionen für die fehlerfreien Betriebsbewegungen und -lasten.
- **Robustness Tests (C):** Last- und Temperaturschwankungen.
- **Fault Tolerance Test (D):** Prüfprogramm für die Fehlerfälle Jam (Klemmen eines Lastpfades) und Disconnect (Bruch in einem Lastpfad).
- **Additional Test (E) (Backlash and Stiffness):** Statische Prüfung des Gesamtspiels und der Federsteifigkeit der FS-GRA Einheiten.

Chapter Number	Test Grouping	Test Criticality	Test Priority	Test Case: Name, Description & Statistics		Ambient Temp Condition: RT: 74 +70°C: 14 -65°C: 14	EXT Load	RET Load	EXT / RET spec
				Test Cases Planned: 106 (A: 10) (B: 14) (C: 24) (D: 55) (E: 3)					
				Test Cases Execute d: 0 (A: 0) (B: 0) (C: 0) (D: 0) (E: 0)					
				Test Cases Passe d: 0 (A: 0) (B: 0) (C: 0) (D: 0) (E: 0)					
1. Accuracy Tests (Commissioning to ensure damage free op)									
1.1	A	3		Pos Accuracy, Ext&Ret, NoL (cyl disconnected)	RT	0	0	4 gpos ext / 4 gpos ret	
1.2	A	3		Pos Accuracy, Ext&Ret w/o stops, zero load ctrl	RT	0	0	1 full ext / 1 full ret	
1.3	A	2		Pos Accuracy, Ext&Ret, 10%MaxOpL static	RT	10%MaxOpL static	10%MaxOpL static	4 gpos ext / 4 gpos ret	
1.4	A	2		Pos Accuracy, Ext&Ret, 30%MaxOpL static	RT	30%MaxOpL static	30%MaxOpL static	4 gpos ext / 4 gpos ret	
1.5	A	2		Pos Accuracy, Ext&Ret w/o stops, 25% MaxOpL	RT	25% profile	25% profile	1 full ext / 1 full ret	
1.6	A	2		Pos Accuracy, Ext&Ret 50% MaxOpL	RT	50% profile	50% profile	4 gpos ext / 4 gpos ret	
4. Fault Tolerance Tests (Proof of behavior during shdwn / cont op in presence of failures)									
4.1. Torque Limiter									
4.1.1	D	2		Ext to gpos 2, apply static 4Q torque ramp (1Nm/s) on input shaft, PCU disc, WTB eng, ext and ret direction, cyl NoL, after TL trigged, WTB open, Drive 4Q with 20 rpm back to gpos0 to test unlocking	RT	torque ramp on input shaft	NOL	Ext → 2	
4.1.2	D	2		Ext to gpos 4, Apply during drive 4Q torque ramp with 100Nm/s, PCU con, cyl NoL, After TL triggered ramp torque down and flaps lever to gpos0, reset SFCC	RT	torque ramp on input shaft	NOL	Ext → Full / Ret → 0	
4.1.1	D	2		Ext to gpos 4, Apply during drive 4Q torque ramp with rate 500 Nm/s up to MaxOpL, PCU con, no TL setting, release torque and	RT	torque ramp on input shaft	NOL	Ext → 4 / Ret → 0	

Bild 69: Traceability Matrix (Auszug aus dem Prüfprogramm) / Airbus Bremen

Neben den mechanischen Eigenschaften muss auch der Nachweis der Monitoring-Funktionen und der Funktionalität des Sensors im Systemprüfstand bei Airbus erbracht werden. Auch hier wurde eine Monitoringkonfiguration für den Systemprüfstand (Bild 70) erarbeitet:

- 2 FS-GRA inkl. jeweils 1 Duplexsensor
- Datenerfassung des High Lift Systems sowie der Sensordaten über separate, mobile Datenerfassungsbox von National Instruments (Data Aquisition Box)
- Laptop zur detaillierten Speicherung von Fehlerinformationen (ZF intern)
- Abschaltsignal (Stop High Lift System) an Airbus Prüfstandssystem, entspricht dem Stoppen des gesamten High Lift Systems im späteren Flugbetrieb.
- Online-Monitoring (parallel während des Prüflaufs; entspricht der Betriebszeit des Flugzeugs).

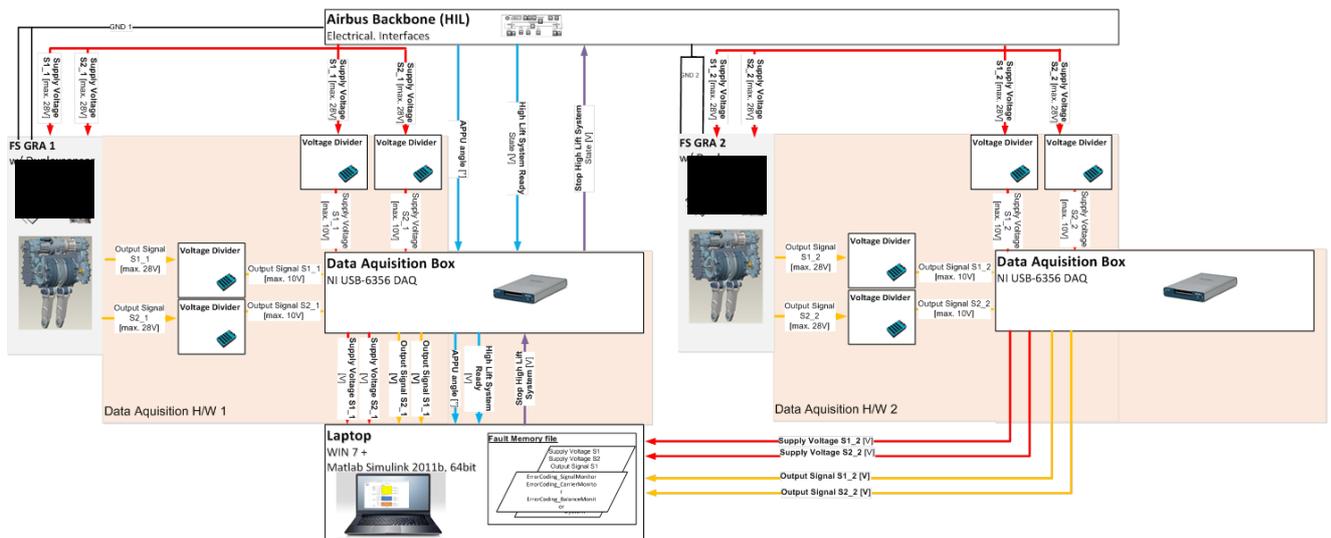


Bild 70: Monitoringkonfiguration Systemprüfstand (Airbus Bremen)

Die Tests auf dem Systemprüfstand sind bei Erstellung dieses Berichtes noch nicht abgeschlossen. Die Durchführung ist von Airbus jedoch zugesagt und wird von ZFL mit vorhandenen Ressourcen unterstützt.

7. Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit der Ergebnisse

ZFL bewirbt sich um die Beteiligung an der Auslegung des High-Lift Systems für die nächste Flugzug-Generation. Als Entwicklungs- und Herstellungsbetrieb für dynamische Komponenten für Hubschrauber nutzt ZFL die Ergebnisse des Vorhabens prinzipiell für alle laufenden oder zukünftigen Produktentwicklungsaufträge.

Im Rahmen des MoveOn Vorhabens konnte ZFL zeigen, dass es auch außerhalb der klassischen Produktlinie Hubschraubergetriebe erfolgreich Produktentwicklung betreiben kann. Dabei wurde eine Vielzahl von Technologiethemata in der Anwendung von High Lift Systemen untersucht und Lösungen entwickelt.

Die auf- und ausgebaute Wissensbasis positioniert die ZFL weiterhin gut für die zukünftigen Entwicklungen im Segment High Lift System aber auch grundsätzlich für Klappenantriebe in Flächenflugzeugen.

8. Projektdokumente

- [1] Seidler, R.; „Vorhabenbeschreibung von ZF Luftfahrttechnik GmbH zum Airbus geführten Förderverbundprojekt Move.On: LuFo IV-4-249-015
- [2] PT-LF, GZ: IVD1-417028/868, Änderungsbescheid Nr.3, Förderkennzeichen 20A1101F, April 2015
- [3] PT-LF, GZ: IVD2-417028/868, Änderungsbescheid Nr.4, Förderkennzeichen 20A1101F, Dezember 2015
- [4] MOV_2081_1307_1-Zwischenbericht_2013-I-HJ; August 2013
- [5] MOVEON-ZFL_2081_HYP-Report-2013_1HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, August 2013
- [6] MOV-2129-1309, MoveOn Trade Off Report, 11.10.2013
- [7] Minutes of Meeting: 1_YPM_MOVE-ON_Information_by_Airbus_Letter1_2013-11-05-06_Ottobrunn_BG_WM_v4_final_incl_MOM.pdf"
- [8] MOV_2170_1401_2-Zwischenbericht_2013-II-HJ; Februar 2014
- [9] MOVEON-ZFL_2170_HYP-Report-2013_2HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, Februar 2014
- [10] MOV_2240_1407_3-Zwischenbericht_2015I-HJ; August 2014
- [11] MOVEON-ZFL_2240_HYP-Report-2014_1HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, August 2014
- [12] MOV_2283_1501_4-Zwischenbericht_2014-II-HJ; Februar 2015
- [13] MOVEON-ZFL_2283_HYP-Report-2014_2HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, Februar 2015
- [14] MOV_2364_1507_5-Zwischenbericht_2015-I-HJ; August 2015
- [15] MOVEON-ZFL_2364_HYP-Report-2015_1HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, Juli 2015
- [16] MOV_2419_1601_6-Zwischenbericht_2015-II-HJ; Februar 2016
- [17] MOVEON-ZFL_2419_HYP-Report-2015_2HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, Februar 2016
- [18] MOV_2504_1608_7-Zwischenbericht_2016-I-HJ; August 2016
- [19] MOVEON-ZFL_2504_HYP-Report-2016_1HJ, Präsentation Technische Ergebnisse, August 2016
- [20] Weigel, B.; MOV-2143-1310, MoveOn Supplier Equipment Specification (SES)
- [21] Lieder, S.; MOV-2172-1401, MoveOn Interface Control Document
- [22] Weigel, B.; MOV-2173-1401, MoveOn Traceability Data
- [23] Iffland, B.; MOV-2174-1401, MoveOn Risk Analysis and Implementation Solution
- [24] Schäfer, J.; MOV-2175-1401, MoveOn Architecture Principle
- [25] Bollmann, M.; MOV-2176-1401, MoveOn Equipment Reliability Prediction

- [26] Schäfer, J.; MOV-2177-1401, MoveOn Maintainability and Maintenance Evaluation (MME)
- [27] Dorr, B.; 2014-03-26_EYCLR-MOVE.ON_WP3100-ZF-Luftfahrt_PDR-Minutes-v01,
- [28] Dorr, B.; 2014-05-08_EYCLR-MOVE.ON_WP3100-ZF-Luftfahrt_PDR2-Minutes-v01,
- [29] Iffland, B.; MOV-2196-1403, MoveOn PDR Assessment Documentation
- [30] Iffland, B.; MOV-2198-1404, MoveOn PDR Summary Report
- [31] Bollmann, M; MOV-2227-1407, MoveOn Equipment FMEA
- [32] Bollmann, M; MOV-2226-1406, MoveOn Equipment FMES
- [33] Bollmann, M, MOV-2224-1406, MoveOn Equipment Hazard Analysis
- [34] Heller, C.; MOV-2228-1406, MoveOn Fault Detection Specification
- [35] Lieder, S.; MOV-2231-1406, MoveOn Load Report
- [36] Iffland, B.; MOV-2249-1409, MovOn CDR Assessment Documentation
- [37] Heller, C.; MOV-2252-1409, Demonstration of Technical Feasibility
- [38] Dorr, B.; 2014-09-15_EYCLR-MOVE.ON_WP3100-ZF-Luftfahrt_CDR-Minutes-v01.1,
- [39] Iffland, B.; MOV-2251-1409, CDR Minutes of Meeting 15.09.2014
- [40] Iffland, B.; MOV-2262-1410, CDR2 Minutes of Meeting 21.10.2014
- [41] Heller, C.: MOV-2366-1507, Monitoring Software Documentation
- [42] Heller, C.: MOV-2367-1507, Test Program on System level
- [43] Heller, C.: MOV-2368-1507, Acceptance Test Program (ATP)
- [44] Gölling, B.: LuFoIV-4_Move.On_2015_FRM_TPO_Airbus_Overview_Agenda and MoM final2