

Schlussbericht zum Vorhaben FASCINATION

Gefördert durch:

Bundesministerium
für Wirtschaft
und Klimaschutzaufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

gemäß Nebenbestimmungen NKBF 98, Nr.8.1

ZE: Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH Pfänderstraße 50-52, 881161 Lindenberg Tel.: +49 (0)8381 46-0		Förderkennzeichen: FKZ 20Y1902A		
Vorhabenbezeichnung: FASCINATION – High Lift Plug&Fly Architectures with Structure Integrated Actuation and Skew Detection (Plug&Fly Architekturen für Hochauftriebssysteme mit strukturintegrierter Aktuatorik und Klappenschiefstellungserkennung)				
Laufzeit des Vorhabens: 01.04.2020 bis 30.06.2024				
Berichtszeitraum: 01.04.2020 bis 30.06.2024				
Typ	Rolle	Name	Datum	Unterschrift
Prepare	Program Manager R&T	Christian Müller	17.09.2024	
Approve	Portfolio Manager R&T	Sebastian Ziehm	17.09.2024	

INHALTSVERZEICHNIS

1	Einführung	4
1.1	Aufgabenstellung	4
1.2	Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens	4
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	4
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Vorhabens	7
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	10
1.5.1	Verbundpartner	10
1.5.2	Unterauftragnehmer	11
2	Eingehende Darstellung des Projektes	12
2.1	Arbeitspaket 1.1 – Aircraft Reference Data	12
2.1.1	Ziele des APs	12
2.1.2	Ergebnisse des APs	12
2.2	Arbeitspaket 2.1 – Non-Penetrating Plug&Fly Slat Module	14
2.2.1	Ziele des APs	14
2.2.2	Ergebnisse des APs	14
2.3	Arbeitspaket 2.2 – Plug&Fly Flap Kinematic with highly integrated Actuation	18
2.3.1	Ziele des APs	18
2.3.2	Ergebnisse des APs	18
2.4	Arbeitspaket 3.1 – Drive System Architectures for Plug&Fly Flap & Slat	19
2.4.1	Ziele des APs	19
2.4.2	Ergebnisse des APs	19
2.5	Arbeitspaket 3.2 – Actuator Concepts for Plug&Fly Modules Flap & Slat	25
2.5.1	Ziele des APs	25
2.5.2	Ergebnisse des APs	26
2.6	Arbeitspaket 3.3 – Screw-Less Transmission	30
2.6.1	Ziele des APs	30
2.6.2	Validierungs- und Verifizierungsergebnisse des APs	30
2.7	Arbeitspaket 4.1 – Skew Detection Concept for Slat	33
2.7.1	Ziele des APs	33
2.7.2	Ergebnisse des APs	33
2.8	Arbeitspaket 4.2 – Actuator Verification	34
2.8.1	Ziele des APs	34
2.8.2	Ergebnisse des APs	34
2.9	Arbeitspaket 4.3 – Non-Penetrating Plug&Fly Slat Module with integrated Actuation	37
2.9.1	Ziele des APs	37

2.9.2	Ergebnisse des APs.....	37
2.10	Notwendigkeit und Angemessenheit der Arbeit.....	37
2.11	Verwertbarkeit der Ergebnisse.....	38
2.12	Fortschritte bei anderen Stellen.....	39
2.13	Veröffentlichungen.....	39
3	Anhang.....	40
3.1	Abkürzungsverzeichnis.....	40
3.2	Abbildungsverzeichnis.....	41
3.3	Tabellenverzeichnis.....	41
4	Anlagen.....	42
4.1	Erfolgskontrollbericht.....	42
4.2	Berichtsblatt / Document Control Sheet.....	42

1 Einführung

1.1 Aufgabenstellung

Das Projekt FASCINATION befasste sich mit der Entwicklung von Flap- und Slat-Modulen. Dabei lag der Schwerpunkt auf der Integration von Aktuatorik und Sensorik in die Struktur, sowie der Definition der am besten geeigneten Kinematik und Systemarchitektur. Ziel war es, eine vormontierte Baugruppe mit der Funktionalität eines konventionellen High-lift Systems zu entwickeln. Durch den Baugruppenansatz (Plug&Fly) sollten die Montagezeiten in der Flugzeugendmontagelinie (FAL) deutlich reduziert werden. Außerdem sollten eine Vielzahl von Schnittstellen zwischen Flügelstruktur, Hochauftriebsantriebssystem und Hochauftriebsstruktur wegfallen. Um die Zertifizierbarkeit dieses Konzepts zu gewährleisten sollte in FASCINATION außerdem der Fokus auf die Erkennung von Klappenschiefstellung gelegt werden. Dadurch sollten die neuesten Behördenforderungen an Hochauftriebssysteme mit abgedeckt werden.

Das Projekt umfasste den gesamten Entwicklungsprozess für Plug&Fly Module, d.h. von der Anforderungsdefinition, über Designaktivitäten bis zur Verifikation.

1.2 Voraussetzungen für die Durchführung des Vorhabens

Es wurden keine besonderen Voraussetzungen für den Start und die Durchführung des Verbundprojekts definiert.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Die Zeit- und Strukturplanung des Projekts stellt sich wie folgt dar:

Arbeits- und Meilensteinplan

Die folgenden Abbildungen stellen die Zeitplanung sowie die Meilensteine, jeweils zu Projektbeginn und –abschluss, gegenüber:

#	Description	Lead	AP Partner	Deliverable	2020				2021				2022				2023				2024			
					Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4	Q1	Q2	Q3	Q4
HAP 0 Project Management																								
AP 0	AP 0 - Project Management	LU	-	-																				
HAP 1 Requirements Definition																								
AP 1.1	Aircraft Reference Data	LU	SON, TUHH																					
TA 1.1.1	Define wing geometry and interface/envelope for P&F module	LU	SON, TUHH	Specification and Interface Document																				
TA 1.1.2	Determine possible parameter variation for skew detection concepts	LU	SON, TUHH	Parameter list for skew detection concepts																				
TA 1.1.3	Define functional requirements for P&F module	LU	SON, TUHH	Specification																				
M 1.1.1	Initial Reference Data																							
M 1.1.2	Final Specification																							
HAP 2 Plug&Fly High-Lift System Module																								
AP 2.1	Non-Penetrating Plug&Fly Slat Module	SON	LU, TUHH																					
TA 2.1.1	Concept Development	SON	LU, TUHH	Concept Studies + ITF																				
M 2.1.1	Trade study completed, P&F LE Concept and kinematic defined																							
M 2.1.2	Interface/Envelope to actuation																							
TA 2.1.2	Detailed Design	SON	LU																					
M 2.1.3	LE Designed																							
M 2.1.4	Kinematic designed																							
TA 2.1.3	Tools manufacturing	SON																						
M 2.1.5	Tools delivered																							
TA 2.1.4	Demonstrator manufacturing	SON	LU	Hardware Demonstrator																				
M 2.1.6	1st Demonstrator ready																							
HAP 2.2 Plug&Fly Flap Kinematic with highly integrated Actuation																								
TA 2.2.1	Concept Development	SON	LU, TUHH	Concept Studies + Benefits evaluated																				
M 2.2.1	Trade study finished																							
M 2.2.2	Benefits evaluated																							
HAP 3 System & Actuation Design																								
AP 3.1	Drive System Architectures for Plug&Fly Flap & Slat	TUHH	LU																					
TA 3.1.1	Define Drive System Architectures	TUHH	LU	Set of Drive System Architectures																				
TA 3.1.2	Drive System Pre-Design and Modelling	TUHH	-	Set of Drive System Pre-Designs and Models																				
M 3.1.1	Architecture defined and pre-designed																							
TA 3.1.2	Develop Skew Detection Concepts	TUHH	LU	Set of Skew Detection Concepts																				
M 3.1.2	Skew Detection concept defined																							
TA 3.1.4	Define target functions for trade study	TUHH	LU	Target and boundary conditions for trade study																				
TA 3.1.5	Analyze and assess Skew Detection and Drive Systems (mass, space, availability, ...)	TUHH	LU	Promising skew detection and drive systems																				
M 3.1.3	Trade study																							
AP 3.2	Actuator Concepts for Plug&Fly Modules Flap & Slat	LU	SON																					
Slat																								
TA 3.2.1	Breakdown system requirements and specify derived requirements for slat actuation	LU	SON	Set of requirements																				
TA 3.2.2	Develop different actuator concepts for slat which fulfill the requirements	LU	-	Preliminary design description of concepts																				
TA 3.2.3	Trade of different concepts for slat and harmonization with kinematics	LU	SON	Trade matrix for different concepts. Decision on baseline concept.																				
TA 3.2.4	Preliminary design for one concept	LU	-	Preliminary 3D model, drawings for long lead items																				
M 3.2.1	Baseline concept for slat finalized			PDR (Slat)																				
TA 3.2.5	Detailed design of baseline concept for slat	LU	-	3D model and set of drawings																				
M 3.2.2	Actuator design and integration concept for slat finished			CDR (Slat)																				
TA 3.2.6	Manufacturing of baseline concept for slat	LU	-	Hardware demonstrator																				
M 3.2.3	Demonstrator for slat																							
Flap																								
TA 3.2.7	Breakdown system requirements and specify derived requirements for flap actuation	LU	SON	Set of requirements																				
TA 3.2.8	Develop different actuator concepts for flap which fulfill the requirements	LU	-	Preliminary design description of concepts																				
TA 3.2.9	Trade of different concepts for flap and harmonization with kinematics	LU	SON	Trade matrix for different concepts. Decision on baseline concept.																				
TA 3.2.10	Preliminary design for one concept	LU	-	3D model																				
M 3.2.4	Baseline concept for flap finalized			PDR (Flap)																				
AP 3.3	Screw-Less Transmission	LU	-																					
TA 3.3.1	Breakdown system requirements and specify derived requirements	LU	-	Set of requirements																				
TA 3.3.2	Develop different concepts which fulfill the requirements	LU	-	Preliminary design description of concepts																				
TA 3.3.3	Trade of different concepts and decide on the baseline	LU	-	Trade matrix for different concepts. Decision on baseline concept.																				
M 3.3.1	Baseline concept finalized			PDR																				
TA 3.3.4	Detailed design of baseline concept	LU	-	3D model and set of drawings																				
M 3.3.2	Design finished			CDR																				
TA 3.3.5	Manufacturing of baseline concept	LU	-	Hardware demonstrator																				
M 3.3.3	Demonstrator available																							
HAP 4 Verification und Validation																								
AP 4.1	Skew Detection Concept for Slat	TUHH	LU																					
TA 4.1.1	Develop concept for load application and slat body emulation (kinematic, stiffness)	TUHH	LU	Concept for load application of test rig																				
TA 4.1.2	Develop concept for actuator integration (depending on M2.1.2)	TUHH	LU	Concept for actuator integration in test rig																				
TA 4.1.3	Test rig design/adaption	TUHH	LU	Test rig drawings																				
TA 4.1.4	Sensor concept integration	TUHH	LU	Sensor concepts integrated																				
TA 4.1.5	Test rig manufacturing/procurement/assembly	TUHH	-	Test rig ready for testing																				
M 4.1.1	Test rig available																							
TA 4.1.6	Generate testing scenarios	TUHH	LU	Testing scenarios																				
TA 4.1.7	Validate monitoring concepts	TUHH	LU	Validated monitoring concepts																				
M 4.1.2	Functional tests and performance tests passed																							
AP 4.2	Actuator Verification	LU	-																					
TA 4.2.1	Define test campaign	LU	-	Test request document																				
TA 4.2.2	Test rig definition	LU	-	Test rig specification																				
TA 4.2.3	Test rig design/adaption	LU	-	Test rig drawings																				
TA 4.2.4	Test rig manufacturing/procurement/assembly	LU	-	Test rig ready for testing																				
M 4.2.1	Test rig available																							
TA 4.2.5	Test of actuator	LU	-	Test report																				
TA 4.2.6	Test evaluation	LU	-	Verification Matrix Key Performance Data Document																				
M 4.2.2	Functional tests and performance tests passed																							
AP 4.3	Non-Penetrating Plug&Fly Slat Module with integrated Actuation	SON	LU																					
TA 4.3.1	Test bench definition	SON	LU																					
TA 4.3.2	Test specification	SON	LU																					
M 4.3.1	Test Specification released																							
TA 4.3.3	Test bench design and manufacturing	SON																						
M 4.3.2	Test bench available																							
TA 4.3.4	Test demonstrator manufacturing	SON	LU	Hardware demonstrator																				
M 4.3.3	Test demonstrator available																							
TA 4.3.5	Testing	SON																						
TA 4.3.6	Reporting	SON	LU	Test Report																				
M 4.3.4	Test report																							

Tabelle 2: Arbeits- und Meilensteinplan Stand Projektabschluss (06/2024)

Projektstrukturplan

Der Projektstrukturplan der Antragstellung blieb unverändert. Liebherr-Aerospace war in allen Arbeitspaketen beteiligt.

Folgende Abbildung zeigt den Strukturplan:

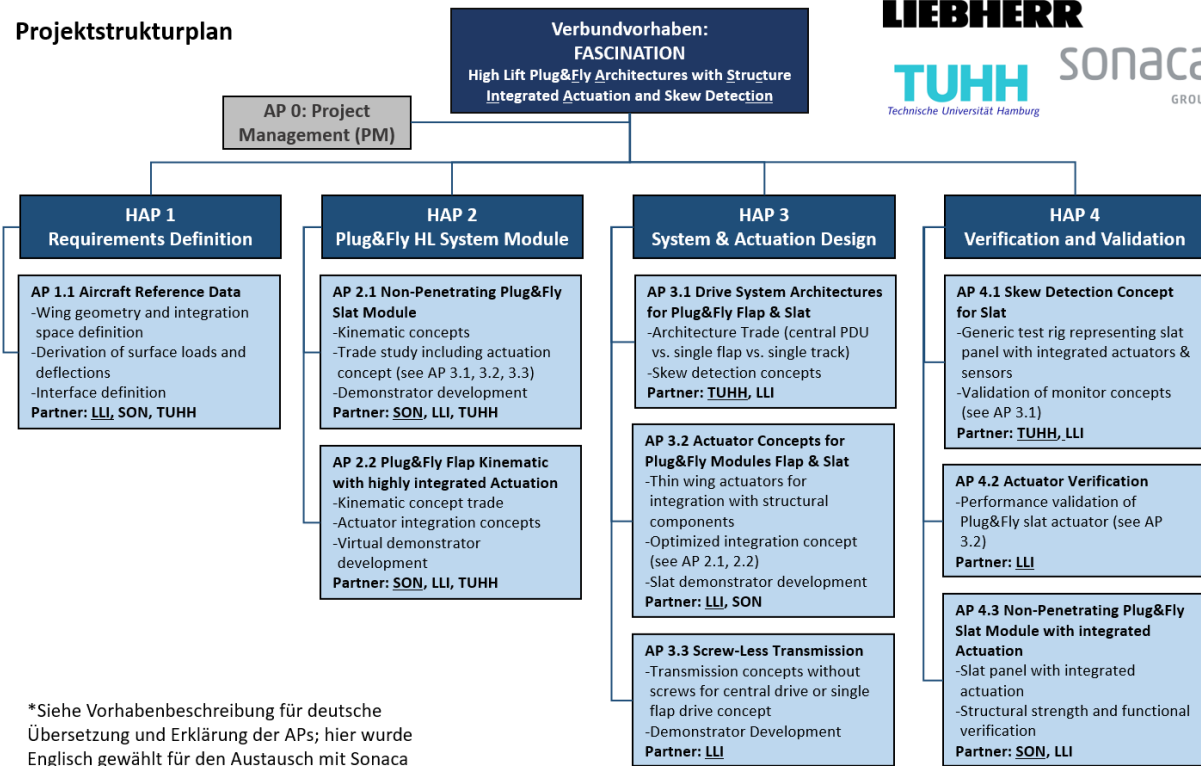


Fig. 1 Projektstrukturplan

1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand zu Beginn des Vorhabens

Zu Projektbeginn stellte sich die Situation in den einzelnen Arbeitspaketen wie folgt dar:

Das primäre Ziel war die Entwicklung eines Slat und Flap Moduls zur Reduzierung der Montagezeiten in der Endmontagelinie. Der Ansatz in diesem Projekt war die Integration einzelner Elemente zu einem vorgefertigten Modul. Dieser Ansatz, das sogenannte Design-for-Assembly hat sich in der Luftfahrt bereits in anderen Systemen bewährt um den Montageaufwand zu reduzieren. Als Beispiel sei hier die Kabinenausrüstung und –verkleidung genannt [1]. Dieser Ansatz sollte auf Hochauftriebssysteme übertragen werden.

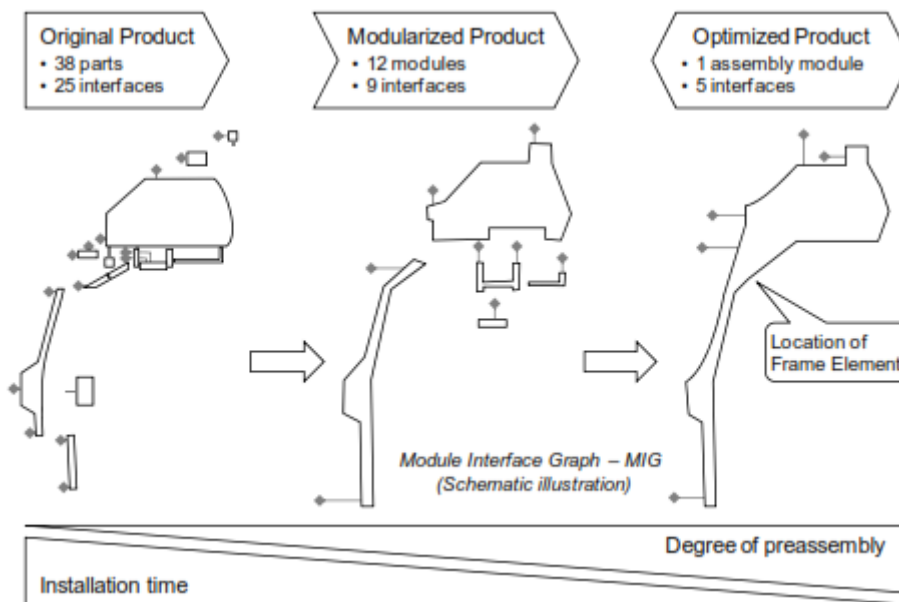


Fig. 2 Design for Assembly Produktoptimierung am Beispiel von Kabinenausrüstung und –verkleidung

Im Bereich Hochauftriebssysteme wird in aktuellen Flugzeugen zwischen Struktur/Kinematik und Antriebssystem stark unterschieden. Diese Trennung ist unter anderem auf die unterschiedlichen Zulassungsprinzipien zurückzuführen und spiegelt sich auch in der Zulieferkette wieder. Die Schnittstellen zwischen Struktur und Antriebssystem definiert der Flugzeughersteller. Es ergibt sich durch diese Trennung eine Vielzahl von Schnittstellen, welche einen hohen Montageaufwand erfordern.

Klassische Antriebssysteme für Hochauftriebssysteme wie z.B im A350XWB sind zentral angetrieben [2]. Ein Wellensystem sorgt für eine mechanische Kopplung zwischen Aktuatoren im Flügel und der zentralen Antriebseinheit. Dieser Ansatz sorgt für eine hohe Anzahl an Kupplungen zwischen Transmissionswellen. Typischerweise sind solche Kupplungen mit Schraubverbindungen ausgeführt, deren Einbau zu hohen Montagezeiten führen.

Bei konventionellen Systemen kann durch einen Bruch im Antriebsstrang eine ungewollte Klappenschiefstellung erreicht werden. Diese muss entsprechend den neuesten Behördenanforderungen sicher erkannt werden. So genannte Skew Detection Systeme sind bereits in heutigen Flugzeugen verfügbar. Die in den meisten Fällen auf Positionsmessung basierenden Systeme sind jedoch für die immer schlankeren und dadurch steiferen Klappen nicht geeignet. Ein alternatives, bewährtes System ist die Flap-Interconnection-Strut. Diese stellt eine Verbindung zwischen innerer und äußerer Klappe im Flap System her. Durch funktionelle Anforderungen (Differential Flap Setting) ist diese Methode jedoch in neuartigen Flugzeugen nicht realisierbar [2] und erfordert zudem einen erhöhten Integrationsaufwand in der Endmontagelinie.

- [1] N. Halfmann: "Towards Innovative Assembly Concepts: Integral Product- and Assembly Structure". International Design Conference – Design, Dubrovnik, 2010.
- [2] Dr C. Lulla, "Functional Flexibility of the A350XWB High Lift System". Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2011.

Benutzte bekannte Konstruktionen, Verfahren und Schutzrechte

Folgende Patente wurden im Rahmen des Projekts angemeldet:

- Skew Detection: Patent application (DE 10 2022 134 503.3) "Lift aid for an aircraft"
- Formschlüssiger Drehmomentbegrenzer Patentanmeldung im Aug 2024 wird vorbereitet (Erfindungsmeldung bereits erstellt)
- Schraubenlose Transmission Patentanmeldung durchgeführt (Patent-Nr. DE102022113396A1)

Folgende Patente wurden im Rahmen von Patentrecherchen zu den einzelnen Arbeitspaketen identifiziert:

- 1) EP2944564 Load-bearing fairing element for a flap adjustment mechanism and aircraft having such a fairing element, Airbus Operations GmbH
- 2) US9227722B2 Flap support, AIRBUS OPERATIONS LIMITED Bristol
- 3) DE102014007266A1 HOCHLAST-GETRIEBE FÜR EINEN HOCHAUFTRIEBSTRÄGER, HOCHAUFTRIEBS-TRÄGER, SOWIE KLAPPENEINHEIT UND VERFAHREN ZUR MONTAGE VON KLAPPEN, LIEBHERR AEROSPACE GMBH
- 4) DE102014017596A1 VERFAHREN ZUM MONTIEREN ODER REPARIEREN EINER FLUGGERÄT-STRUKTUR SOWIE TRANSPORTEINRICHTUNG FÜR EINE FLUGGERÄT-STRUKTUR, LIEBHERR AEROSPACE GMBH, PREMIUM AEROTEC GMBH
- 5) EP826902A2 Jam tolerant rotary actuator, CURTISS WRIGHT FLIGHT SYSTEMS
- 6) US20130087662A1 FLAP SUPPORT, AIRBUS OPERATIONS LTD
- 7) EP1753979B1 COMPACT ACTUATOR, MOOG INC
- 8) DE102007048449A1 Auftriebsklappenträgersystem, EADS Deutschland GmbH

Die bestehenden Schutzrechte und Schutzrechtsanmeldungen stellten nach umfangreicher Prüfung kein Risiko zur Umsetzung des Vorhabens dar.

Verwendete Fachliteratur, Informations- und Dokumentationsdienste

Seitens Liebherr-Aerospace wurde keine gesonderte Fachliteratur für das Vorhaben genutzt.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

1.5.1 Verbundpartner

Vgl. VHB

Liebherr-Aerospace war im Verbund mit folgenden Projektpartnern tätig:

Partner	Mitarbeit in (H)AP (AP-Führer)	Rolle, Kompetenzen	Partner
Liebherr (Lindenberg)	<u>AP 0</u> <u>AP 1.1</u> AP 2.1 AP 2.2 AP 3.1 <u>AP 3.2</u> <u>AP 3.3</u> AP 4.1 <u>AP 4.2</u> AP 4.3	Rolle: Verbundführer Kompetenzen: <ul style="list-style-type: none"> • Systemlieferant für Flugsteuerungssysteme • Entwicklung und Fertigung von Flugsteuerungs- und Betätigungssystemen • Erfahrung in zahlreichen Serienprojekten • High-Level und System Requirements • Systemarchitekturen (z.B. SysTAvio) • Regelungs- und Überwachungskonzepte (z.B. KOBFS lastmessungsbasiertes System) Sensorik (z.B. KOBFS Drehmomentsensor)	Liebherr
TUHH (Hamburg)	AP 1.1 <u>AP 3.1</u> <u>AP 4.1</u>	Rolle: Verbundpartner Kompetenzen: <ul style="list-style-type: none"> • Werkzeuge zur (Vor-) Auslegung und Systembewertung • Systemstudien und -bewertungen auf Komponenten-, System- und Gesamtflugzeugebene 	TUHH

		<ul style="list-style-type: none"> • Untersuchungen System-Struktur-Schnittstelle • Montage- und Wartungsoptimale Systemlösungen (z.B. NextMove Bremsmechanismus) • Steuerungs-, Regelungs- und Überwachungskonzepte <p>Sensorik</p>	
Sonaca (assoziierter Partner)	<p>AP 1.1</p> <p><u>AP 2.1</u></p> <p><u>AP 2.2</u></p> <p>AP 3.2</p> <p><u>AP 4.3</u></p>	<p>Rolle: Assoziierter Partner</p> <p>Kompetenzen:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Lieferant für Flugzeugstrukturen • Entwicklung und Produktion von Flugzeugstrukturen und Kinematiken • Langjährige Erfahrung in Klappenstrukturen für Hochauftriebssysteme • Erfahrung in zahlreichen Serienprojekten • High-Level Requirements 	Sonaca
AIRBUS (trilateraler Vertrag mit LLI/SON --> ergänzend zu LuFo)	<p>AP 1.1</p> <p>AP 2.1</p> <p>AP 3.1</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Rolle: Berater <p>Kompetenzen:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Flugzeughersteller • Entwicklung und Produktion von Verkehrsflugzeugen • Spezifikation für Plug&Fly Module (Vorder-und Hinterkante) • High-Level Requirements für System & Struktur 	AIRBUS

Tabelle 3: Übersicht der Verbundpartner

1.5.2 Unterauftragnehmer

Im vorliegenden Verbund waren keine Unterauftragnehmer geplant.

2 Eingehende Darstellung des Projektes

2.1 Arbeitspaket 1.1 – Aircraft Reference Data

2.1.1 Ziele des APs

Ziel dieses Arbeitspaket war es, die Anforderungen zu Beginn des Projekts zu spezifizieren. Die Spezifikationen waren anschließend Basis für alle weiteren Entwicklungsschritte. Die Spezifikationen enthielten Anforderungen an das Plug&Fly Modul:

- Geometrie der Flugzeugstruktur
- Schnittstellen zum Flugzeug/angrenzende Systeme
- Schnittstellen zwischen Struktur und Aktuatorik
- Lasten
- Montageanforderungen
- Funktionale Anforderungen
- Umweltaforderungen

2.1.2 Ergebnisse des APs

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Teilarbeitspakete, an denen Liebherr-Aerospace beteiligt war, beschrieben:

Zu Beginn des Projekts wurde eine Spezifikationsstruktur erstellt, um verschiedene Detaillierungsebenen der Anforderungen abbilden zu können. Außerdem wurde darauf geachtet, dass alle Partner im Projekt auf derselben Anforderungsbasis arbeiten. Als Ergebnis dieser Arbeit ist unten dargestellte Struktur entstanden.

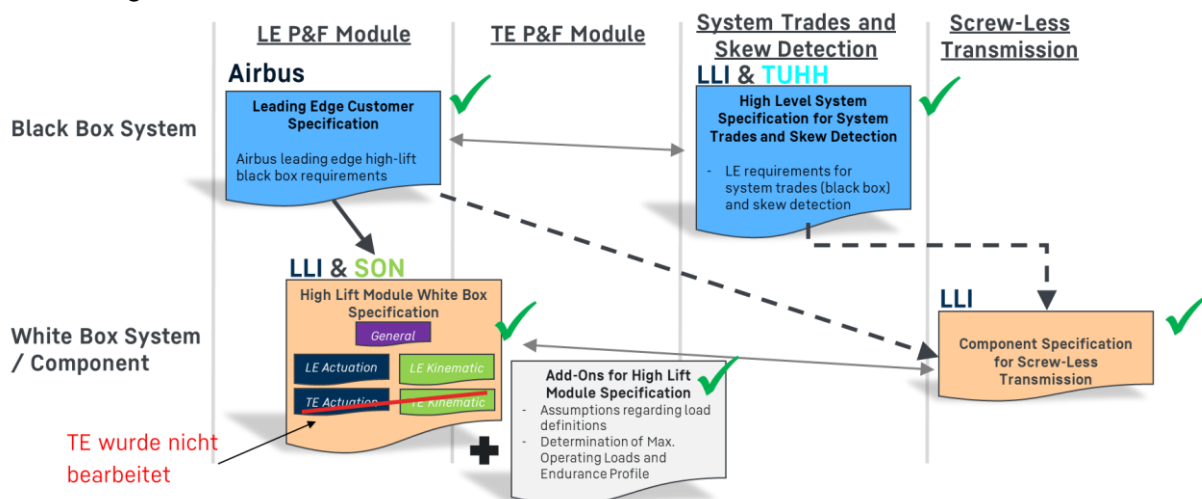


Fig. 3 Struktur Zusammenarbeit LLI/SON/TUHH

Zur Anforderungsdefinition wurde von Airbus eine Spezifikation zu Plug&Fly Vorderkantenmodulen zur Verfügung gestellt. Diese Spezifikation adressiert die Modulebene und beinhaltet somit Anforderungen die im speziellen die Strukturkomponenten betreffen, als auch Anforderungen, welche die Systemarchitektur betreffen. Diese Spezifikation in Verbindung mit Erfahrungswerten aus A320 wurde als Basis für alle weiteren Spezifikationen auf System bzw. Geräteebe verwendet.

Die Definition der Schnittstelle zwischen Struktur (Sonaca) und System (Liebherr) wurde durch den Austausch von 3D Modellen zwischen Sonaca und LLI unterstützt. Außerdem wurde ein eigenes Dokument, um alle Schnittstellen zu fixieren, erstellt.

Fehlende Anforderungen wurden durch Annahmen (basierend auf Erfahrungen von Sonaca und Liebherr) ergänzt. So z.B. fehlende Lastannahmen die zur Auslegung des Skew Detection Systems notwendig waren. Die Annahmen konnten in Reviews mit Airbus bestätigt werden.

Alle nachfolgenden Entwicklungsaktivitäten basierten auf den oben erwähnten Spezifikationen. So wurden diese Anforderungen mit allen beteiligten Partnern (TUHH, Sonaca) geteilt.

Zur Unterstützung der Architektur- und Skew-Detection-Trades bei der TUHH wurden zudem typische Geräte- und Strukturparameter von Liebherr bzw. Sonaca zur Verfügung gestellt.

Die Anforderungen für ein Hinterkantenklappensystem wurden nicht erarbeitet, da derzeit keine direkte Verwertungsperspektive gegeben ist.

2.2 Arbeitspaket 2.1 – Non-Penetrating Plug&Fly Slat Module

2.2.1 Ziele des APs

Ziel dieses Arbeitspakets war die Entwicklung eines Plug&Fly Moduls für Slat Anwendungen. Hierzu war ursprünglich besonders bei Systemen an der Vorderkante die Durchführung der bestehenden Kinematik durch den Front Spar zu vermeiden, welche heute zum Teil in den Bereich der Treibstofftanks hineinragen und somit die Komplexität bei der Fertigung und Montage deutlich erhöhen.

Im Speziellen soll in diesem Arbeitspaket folgendes erreicht werden:

- Konzeptentwicklung verschiedener Plug&Fly Slat Module
- Bewertung verschiedener Konzepte
- ~~Vermeidung von Front Spar Durchführung~~ (in Gesprächen mit dem potentiellen Kunden Airbus hat sich gezeigt, dass dieses Ziel zu starke Einschränkungen auf Flugzeugebene bedeutet (deutlich kleinerer Kraftstofftank). Aus diesem Grund wurde dieses Ziel nicht weiterverfolgt um die Verwertungswahrscheinlichkeit zu erhöhen.
- Auswahl geeigneter Aktuatorik für Konzepte
- Integration Aktuatorik
- Detailliertes Design eines Plug&Fly Moduls mit integrierter Aktuatorik
- Demonstrator eines Plug&Fly Moduls

2.2.2 Ergebnisse des APs

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Teilarbeitspakete, an denen Liebherr -Aerospace beteiligt war, beschrieben:

Als Basis für die Konzeptstudie wurde eine Spezifikation zu Plug&Fly Vorderkantenmodulen von Airbus zur Verfügung gestellt, welche die Randbedingungen definiert. Soweit notwendig wurden Annahmen getroffen. Im Rahmen der Konzeptuntersuchungen wurden mehrere Workshops von Liebherr und Sonaca durchgeführt. Das Ergebnis aus dieser Arbeit ist eine Bewertungsmatrix inklusive Gewichtung aller Kriterien, wobei der Punkt Innovation auf Wunsch vom assoziierten Partner AIRBUS die höchste Gewichtung erhielt (siehe Fig. 4).

FUNCTION	WEIGHT FACT [5..1;0 if N/A]
EVALUATION_LLI_SON	
SON_Score	
LLI_Score	
Weight	4
Costs	4
Reliability	4
Innovation	5
Technological Risk	3
Scalability	3
Accessibility	3

Fig. 4 Gewichtung der Bewertungskriterien

Die einzelnen Konzepte wurden von Liebherr auf Aktuatorik/System-Ebene als auch von Sonaca auf Struktur/Kinematik-Ebene bewertet.

Folgende Abbildung zeigt die Konzepte mit den höchsten Punktbewertungen (siehe Fig. 5).

Slat Actuation Architecture Concept								
FUNCTION	DETAILED CRITERIA	0. P&F Rack&Pinion Concept (P&Pinion baseline) [1..5]	1. P&F Center Hinge Concept [1..5]	6. P&F boxed CHGRA: GRA (incl. 2 bearings) with centralized Pinion as output gear; [1..5]	8. P&F Plug-In GRA (incl. 2 bearings) at side of track with fix integrated pinion; [1..5]	12. Rack actuating from the side of the track, but not on roller axis, but on same pitch diameter as roller axes (relative to rack position); GRA incl. pinion and 2 bearings [1..5]	15. Plug-In Roller Box - ALM solution	
Responsible	EVALUATION	78	76,75	76,25	74,625	80,8765	83,75	
SON	Weight of structures & kinematics	3,0	4,0	3,5	3,5	3,0	4,0	
LI	Weight of actuation station	3,0	3,0	3,0	2,0	3,0	3,5	
SON	Costs	3,0	3,0	3,0	3,5	3,0	4,0	
LI	Costs of structures & kinematics	3,0	2,0	1,5	2,5	2,0	3,5	
SON	Reliability	3,0	3,0	3,0	3,0	2,5	3,0	
LI	Reliability of actuation station	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	
SON	Rigging structure/kinematic on module level	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	3,0	
LI	Innovation (System Assembly (Rigging) on module level) Level of integration	3,0	4,0	4,0	4,0	4,0	3,5	
SON	Risk for structures	3,0	2,0	3,0	2,5	2,5	2,0	
SON	Risk for kinematics	3,0	3,0	3,0	2,0	2,5	3,0	
LI	Compliance to performance req.	3,0	4,0	4,0	3,0	3,0	3,0	
LI	Risks for actuation system	3,0	2,0	3,0	3,0	2,5	3,0	
SON	Scalability	3,0	2,0	2,0	1,5	4,0	4,0	
LI	Space Allocation, Applicable for different size of a/c-structure/kinematic	3,0	2,0	2,0	3,0	3,0	3,0	
SON	Applicable for different size of a/c-actuation system	3,0	2,0	2,0	3,0	3,0	3,0	
LI	Fast installation capability in wing assembly line, "Ergonomic" installation procedures (e.g. accessibility)	3,0	3,0	3,0	2,5	3,0	3,0	
LI	Installation, Accessibility	3,0	3,0	0,0	0,0	0,0	1,5	

Fig. 5 Bewertungsmatrix Konzepte mit den höchsten Punktezahlen

In Summe wurden 15 Konzepte erarbeitet und in der Matrix bewertet.

Im weiteren Verlauf wurden folgende Varianten detailliert untersucht und ausgearbeitet:

1. Konzept 0: P&F Rack&Pinion Concept (Aktuator mit separatem Rack & Pinion)

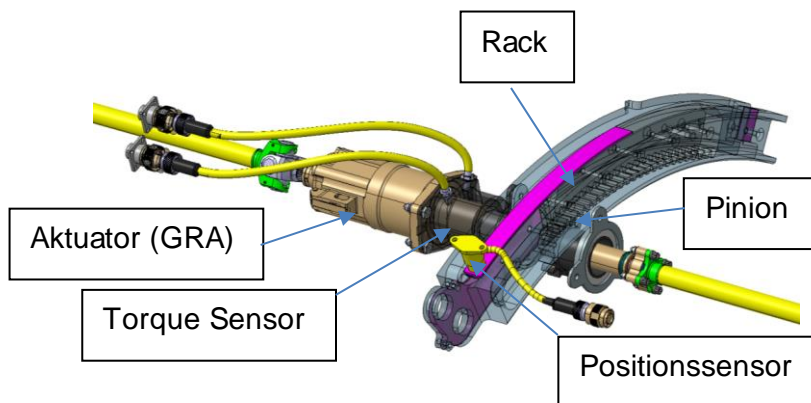


Fig. 6 Aktuator mit separatem Rack & Pinion

Dieses Konzept ist ähnlich zu den heute bekannten (und in der Anwendung befindlichen) konventionellen Lösungen und wurde als „Baseline“ ausgewählt. Die Hauptkomponenten sind der Aktuator (SGRA), GRA Adapter inklusive Torque Sensorik, Rack & Pinion Baugruppe und konventionelle Strukturteile. Der Hauptunterschied zum heutigen Konzept ist die Integration eines Torque Sensors in den GRA als auch eines Positionssensors am Slat Track (Rack).

2. Konzept 8: P&F Plug-In GRA (incl. 2 bearings)“ (Plug In GRA mit integriertem Pinion) in Kombination mit
Konzept 15: Plug-In Roller Box – ALM solution (Plug In GRA mit integriertem Pinion – ALM Struktur)

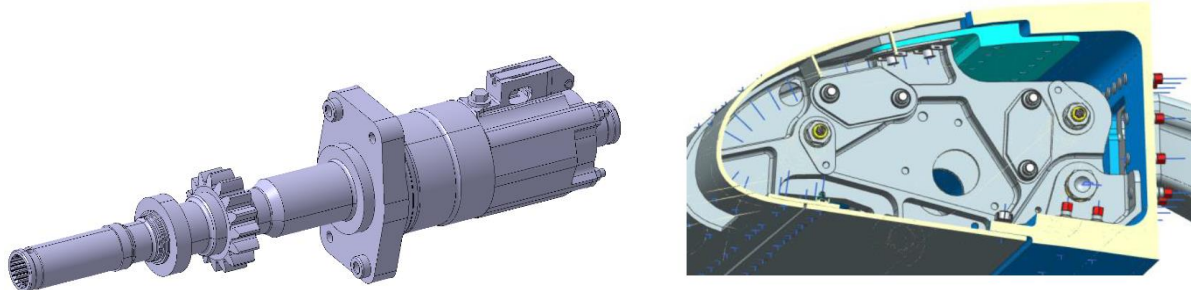


Fig. 7 Aktuator mit integriertem Pinion und konventionelle Struktur (GRA Adapter nicht dargestellt)

Dieses Konzept wurde insbesondere bzgl. Grad der Innovation hoch bewertet. Die Komponenten sind ähnlich zu den konventionellen Lösungen, jedoch sind Pinion und Lagerung in dem Aktuator vereint, was zur Reduzierung von Einzelkomponenten führt und somit Vorteile bei den Montagezeiten auf Struktur- bzw. Flugzeugebene bringt. Der GRA Adapter mit integriertem Torque Sensor ist nicht dargestellt. Bei diesem Konzept wurde die Integration in die konventionelle Struktur betrachtet. Vorteil ist, dass die konventionelle Struktur als Basis vorhanden ist. Die Integration des integrierten Aktuators in die bestehenden Strukturteile stellt dabei eine gewisse Herausforderung dar (siehe Fig. 7).

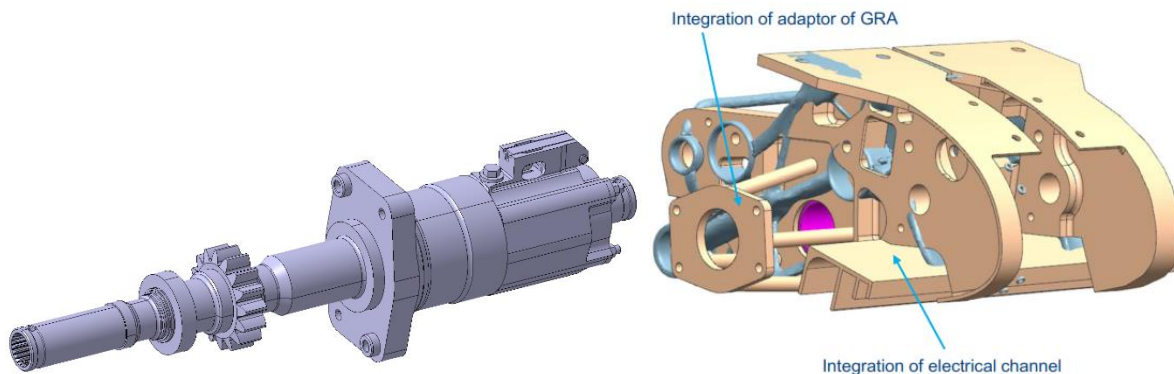


Fig. 8 Aktuator mit integriertem Pinion und ALM Struktur (GRA Adapter nicht dargestellt)

Als Weiterentwicklung von Konzept 8 wurde die Integration des Aktuators mit integriertem Pinion in ALM Strukturteile betrachtet (SONACA Anteil). Diese Fertigungstechnologie lässt sehr komplexe und somit optimierte Konturen zu, was bzgl. Integration als großer Vorteil genutzt werden kann.

Eine große Herausforderung war, dass die ALM Struktur seitens SONACA neu ausgelegt und ausgearbeitet werden musste und die Erfahrungen mit ALM Strukturteilen in der Luftfahrt gering sind (siehe Fig. 8).

In Zusammenarbeit mit SONACA wurde die Integration des LLI GRAs in die SONACA Strukturteile abgestimmt. SONACA plante die Fertigung eines Demonstrators bestehend aus einer Station mit konventionellen Strukturteilen und der zweite Station mit ALM Strukturteilen. Für beide Stationen kann der identische GRA inkl. GRA Adapter verwendet werden, um den Aufwand für den Demonstrator-Bau möglichst gering zu halten (siehe Fig. 9).

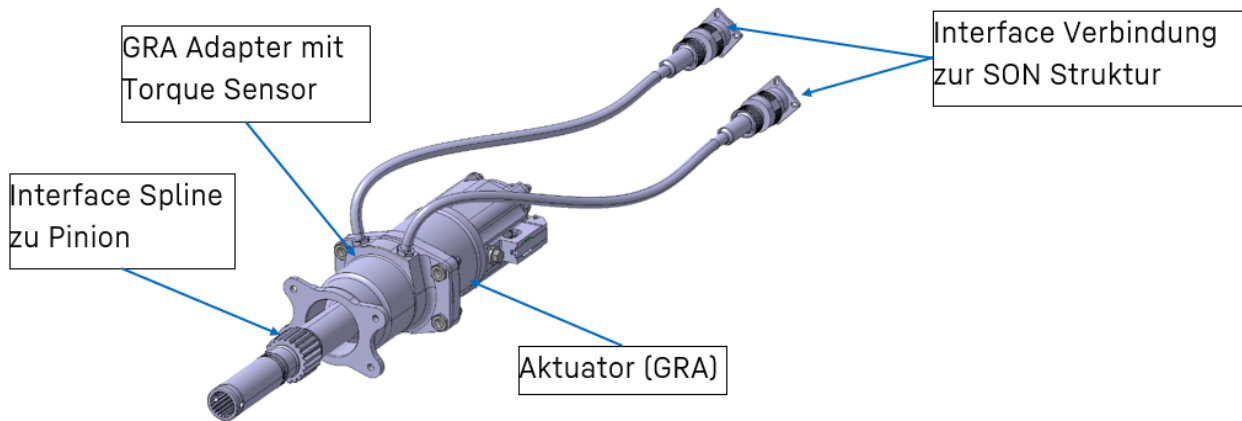


Fig. 9 Aktuator mit GRA Adapter für die Integration in die SON Struktur

Im weiteren Verlauf der Entwicklungsarbeiten stellte sich, in den gemeinsamen Projekt Reviews zwischen AIRBUS, LLI und SON aber heraus, dass die ursprünglich definierten Paketprimärziele wie die Reduktion der Montagezeit in der Endmontagelinie (FAL) und kostengünstigere FAL nicht erreicht werden konnten. Zudem konnte eine Anwendungsplattform für das Konzept nicht mehr definiert werden (vgl. auch AP 4.3) und somit die Verwertungsperspektive für dieses Konzept nicht mehr gegeben war. Liebherr entschied sich daher die Plug & Fly Entwicklung im Rahmen dieses F&T Projekts zu beenden und keinen Demonstrator für die Integration in die SON Struktur zu bauen. Nichtsdestotrotz wurde das detaillierte Design des SGRAs noch finalisiert als auch SON bei Rückfragen entsprechend unterstützt.

2.3 Arbeitspaket 2.2 – Plug&Fly Flap Kinematic with highly integrated Actuation

2.3.1 Ziele des APs

Ziel dieses Arbeitspakets war die Entwicklung eines Plug&Fly Moduls für Flap Anwendungen. Der Fokus lag auf der Integration von Struktur und Aktuatorik. Besonders an der Hinterkante wurde dadurch neben der Montagezeitverkürzung auch eine große Gewichtseinsparung erwartet.

Im speziellen sollte in diesem Arbeitspaket folgendes erreicht werden:

- Konzeptentwicklung verschiedener Plug&Fly Flap Module
- Bewertung verschiedener Konzepte
- Auswahl geeigneter Aktuatorik für Konzepte
- Integration Aktuatorik

2.3.2 Ergebnisse des APs

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Teilarbeitspakete, an denen Liebherr-Aerospace beteiligt war, beschrieben:

Das Modul für die Hinterkante (FLAP) wurde im Berichtszeitraum nicht mehr entwickelt. Bereits am Anfang des Projekts einigten sich AIB/LLI/SON auf eine sequenzielle Bearbeitung der Projektinhalte, aufgrund der bereits zu dem Zeitpunkt begrenzten Ressourcenverfügbarkeit. Somit wurde zuerst mit der Bearbeitung des Vorderkanten Moduls (SLAT) begonnen mit dem Ziel die Entwicklung eines Hinterkantenmoduls (FLAP) zu einem späteren Zeitpunkt des Projekts zu beginnen. Im Laufe des Projekts zeigte sich aber, dass bereits die Bearbeitung des SLAT Moduls deutlich komplexer und zeitintensiver war als ursprünglich erwartet und somit wurden die Arbeiten für dieses Modul priorisiert. Im gleichen Zeitraum wurde das Clean Aviation Projekt „Up-Wing“ begonnen, bei dem LLI gemeinsam mit AIRBUS die Entwicklung eines FLAP Moduls durchführt. Somit wurde die Entwicklung eines Hinterkantenmoduls in FASCINATION obsolet und die vorhandenen Ressourcen konnten sich vollumfänglich auf die Entwicklung des SLAT Moduls konzentrieren.

2.4 Arbeitspaket 3.1 – Drive System Architectures for Plug&Fly Flap & Slat

2.4.1 Ziele des APs

Ziel dieses Arbeitspakets war das Ermitteln des bestgeeigneten Antriebssystems und Monitoringkonzepts für Plug&Fly Module an der Vorder- und Hinterkante. Dazu sollte eine Trade Studie erstellt werden, die verschiedene Lösungen miteinander vergleichen sollte. Die Studie wurde von der TUHH geführt.

Zur Erstellung der zu vergleichenden Konzepte sollte Liebherr bei der Konzeptfindung sowie beim Ermitteln der Systemparameter unterstützen. So sollte Liebherr z.B. Performance Daten basierend auf Erfahrungswerten verschiedener bisheriger konventioneller Systeme liefern. Außerdem sollte Liebherr Daten zu Sensorik bereitstellen, die zur Entwicklung der Monitoring-Algorithmen notwendig waren.

Liebherr sollte zusammen mit der TUHH Zielfunktionen zur Bewertung der verschiedenen Konzepte entwickeln und bei der Auswertung der Analysen unterstützen.

2.4.2 Ergebnisse des APs

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Teilarbeitspakete, an denen Liebherr -Aerospace beteiligt war, beschrieben. Die Arbeiten untergliederten sich in 5 Arbeitspakete:

1. Plug&Fly Architekturstudie
2. FMEA und Safety Assessment auf Modulebene
3. Studie zu Monitoringkonzepten (mit TUHH)
4. Integrationsstudien zu Skew Detection (mit Sonaca)
5. Skew Detection Analyse mit Fokus auf die Interaktion von Struktur und System (mit Sonaca)

1. Plug&Fly Architekturstudie

In Kooperation mit der TUHH wurden Architekturstudien durchgeführt. Ziel der Arbeit war es, eine für Plug&Fly Konzepte optimierte Architektur des Vorderkantensystems zu finden. Dabei sollten auch typische Trade-Parameter wie Kosten, Gewicht und MTBF berücksichtigt werden.

Dazu wurden zusammen mit der TUHH 6 verschiedene Architekturvarianten bewertet. Eine Übersicht der Architekturen ist in Fig. 10 gegeben und basiert auf unterschiedlicher Anzahl und Anordnung der Antriebseinheiten (PCU=Power Control Unit=Antriebseinheit).

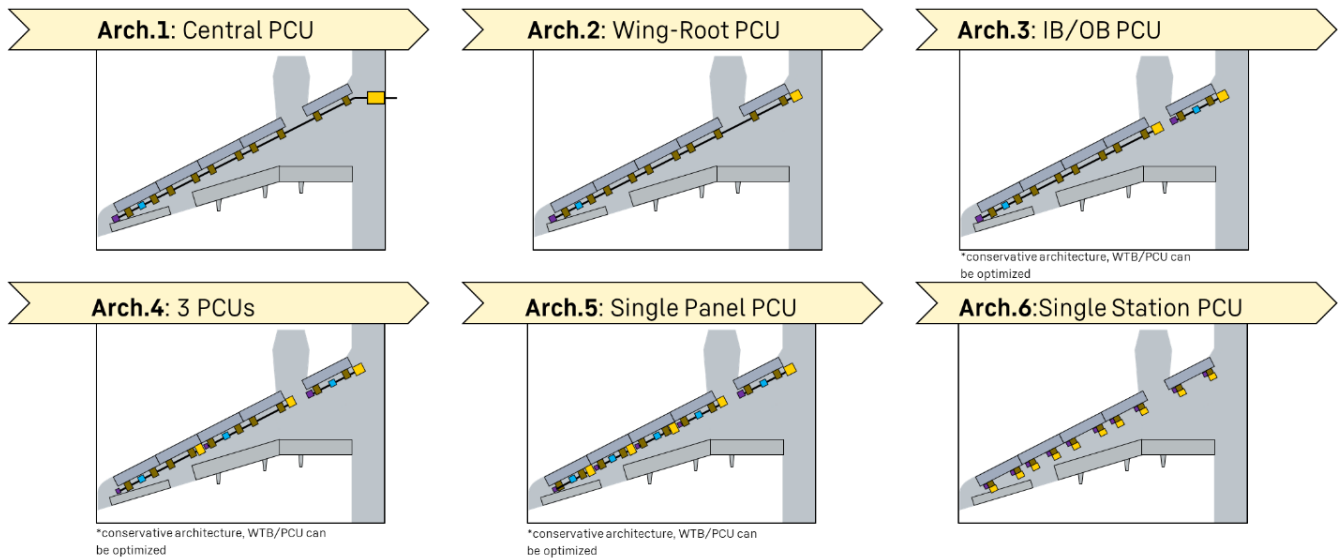


Fig. 10 Übersicht Architekturvarianten

Zur finalen Bewertung der verschiedenen Varianten wurden sowohl bei Liebherr als auch bei der TUHH Architektur-Vorauslegungen durchgeführt. Liebherr hat die Ergebnisse zusammengetragen und in einer Trendkurve bewertet.

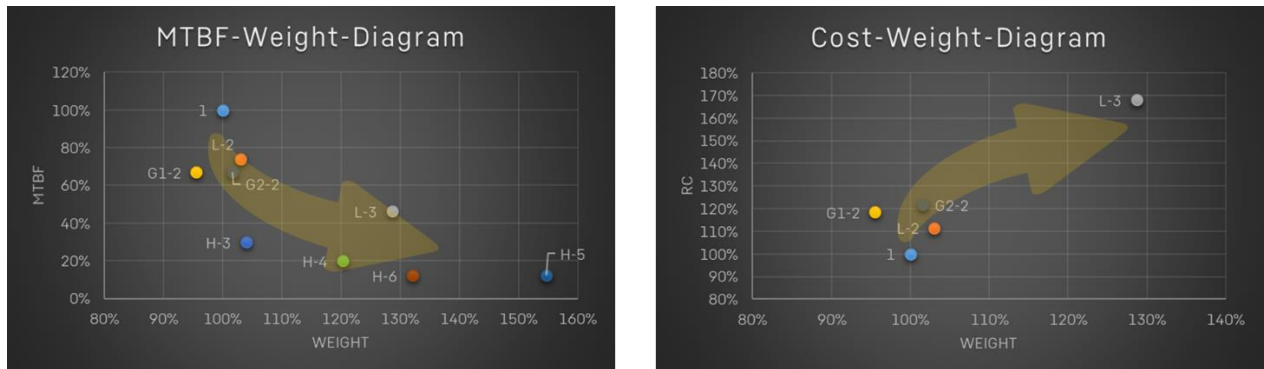


Fig. 11 Trendkurve verteilte Systeme (Gewicht vs. MTBF bzw. Kosten)

Die üblichen Bewertungsparameter (Kosten, Gewicht, MTBF (Mean Time between failure)) zeigen eine Verschlechterung für stärker verteilte Systeme (mehrere PCUs) (siehe gelber Trendpfeil in Fig. 11) hinsichtlich der zugehörigen Zuverlässigkeit (MTBF) bzw. Kosten. Für Plug&Fly Lösungen ist es jedoch, zur Reduzierung der Schnittstellen im System vorteilhaft, verteilte Systeme zu realisieren. Aus diesem Grund wurde als Baseline-Systemarchitektur eine an die Modulgröße angepasste Verteilung definiert (bestehend aus zwei Modulen (Trennung am Triebwerk) => Architektur 3 mit zwei PCUs). Dadurch kann bei moderater Erhöhung des Gewichts und der Kosten, eine Reduzierung der mechanischen Schnittstellen zwischen Modulen erreicht werden.

Die Baseline Architektur 3 (I/B O/B PCU) ist in Fig. 12 dargestellt. P&F Modul 1 befindet sich zwischen Rumpf und Triebwerk. P&F Modul 2 befindet in Spannweitenrichtung vom Triebwerk aus betrachtet.

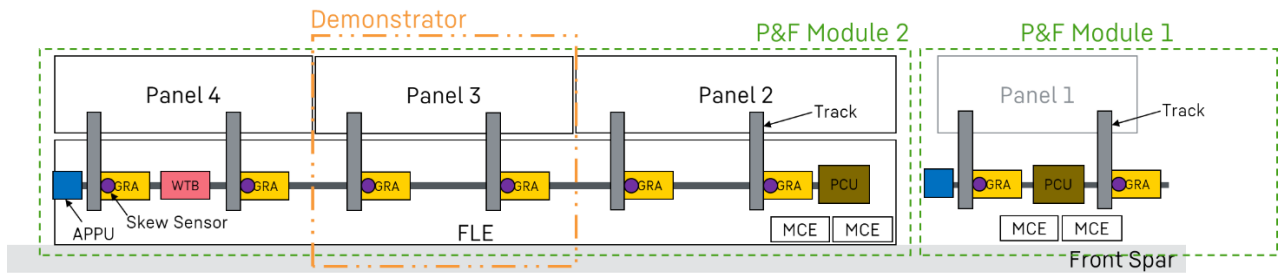


Fig. 12 System Architektur

2. FMEA und Safety Assessment auf Modulebene

Auf Modulebene wurde zusammen mit Sonaca eine FMEA mit dem Ziel der Identifizierung von Detektierungsmöglichkeiten für Fehlerfälle (z. B. Klemmen „JAM“) im System erarbeitet.

Als Ergebnis, im speziellen in Bezug auf die in diesem Projekt näher betrachteten Skew Detection Systeme, konnten mehrere Fehlerfälle als mögliche Ursache für ein Verwinden (Skew) der Klappe identifiziert werden.

Die Fehlereffekte, dokumentiert in der FMEA, zeigen, dass zwei Fehlerfälle ein Skew Detection System erfordern. Für alle anderen Fehlerfälle wird aus der Erfahrung von anderen Projekten erwartet, dass diese zwar zu einer Verwindung der Klappe führen, jedoch durch andere Systemreaktionen (z.B. Arretierung des Systems durch den Drehmomentbegrenzer) vor Eintreten eines kritischen Zustands erkannt und mitigiert werden.

Somit hat die Analyse gezeigt, dass die im Projekt untersuchten Skew Detection Systeme zwingend eine Überwachung des Lastpfades nach dem Pinion erfordern.

Basierend auf den Ergebnissen der FMEA, wurde eine Safety Analyse des gesamten Systems durchgeführt. Dazu wurde die bereits erstellte Systemdefinition inkl. aller Überwachungskonzepte als Grundlage verwendet. Die Analyse hat nachgewiesen, dass die unter AP 1 spezifizierten Safety Anforderungen erreicht wurden. Während der Analyse hat sich herausgestellt, dass einige (quantitative) Safety Anforderungen deutlich über den aus anderen Projekten bekannten Anforderungen liegen. In Rücksprache mit Airbus, konnten diese Anforderungen relaxiert werden (wurden ursprünglich als „Objective“ für F&T definiert), so dass die typischen Safety Anforderungen erfüllt sind.

3. Studie zu Monitoringkonzepten (mit TUHH)

In Zusammenarbeit mit der TUHH wurden verschiedene Monitoringkonzepte erarbeitet. Dabei wurde untersucht, inwiefern Sensoren für verschiedene Monitore genutzt werden können, bzw. wie verschiedene Fehlerfälle mit nur einem Monitor erkannt werden können. LLI unterstützte diese Studie durch Reviews und Bereitstellung von Daten. Eine detaillierte Darstellung der Ergebnisse ist im Bericht der TUHH zu finden.

4. Integrationsstudien zu Skew Detection (mit Sonaca)

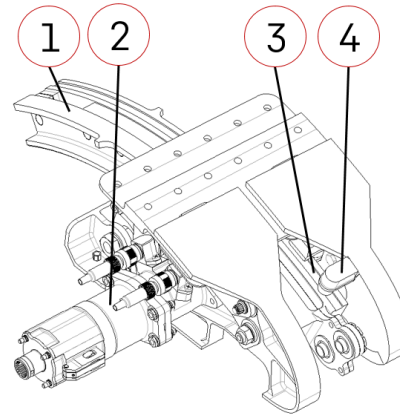
Im Projekt wurden Studien zu neuen Skew Detection Systemen durchgeführt. Dazu wurden verschiedene Sensorkonzepte auf ihre Integrierbarkeit überprüft. Die Arbeiten wurden zusammen mit Sonaca durchgeführt. Dadurch konnten die Einbaumöglichkeiten neuartiger Sensorik direkt im CAD Modell der Struktur überprüft werden.

Als vielversprechende Lösungen wurden die Erfassung der Kinematikposition (Slat Track Position) mittels Sensoranordnung von unten, von oben oder seitlich am Track betrachtet. Bei der Bewertung wurden unter anderem Aspekte wie erreichbare Genauigkeit, Einbautoleranzen, Verschmutzung, Maintenance/Reparaturfall einbezogen.

Das beste Ergebnis erzielte hierbei die Anordnung des Sensorkopfes von oben an der Schiene.

Skew Detection Concept

- 1 Slat Track
- 2 Slat GRA
- 3 Target at Track
- 4 Skew Sensor



LIEBHERR

Fig. 13 Slat Track Position - Skew Detection Sensor

Es wurde eine Patentanmeldung (DE 10 2022 134 503.3) „Auftriebshilfe für ein Luftfahrzeug“ erarbeitet, die verschiedene Konzepte zur Sensoranordnung für Skew-Detection enthält.

Neu an diesem Patent ist insbesondere die mögliche Erfassung der Position direkt an der Klappe, was die zusätzliche Erkennung bisheriger schlafender Fehler (z.B. Bruch des Befestigungsbolzens zwischen Track und Klappe) ermöglicht.

5. Skew Detection Analyse mit Fokus auf die Interaktion von Struktur und System (mit Sonaca)

In diesem Arbeitspaket wurden verschiedene Skew Detection Konzepte verglichen und bisherige Ansätze weiterentwickelt bzw. optimiert. Dazu ist ein tiefes Verständnis der Interaktion zwischen Skew Detection System und Struktur notwendig gewesen, was durch die Zusammenarbeit von Sonaca und Liebherr geschaffen werden konnte.

Basis der Untersuchung waren zwei grundlegende Systemarchitekturen, die in folgender Grafik abgebildet sind. Zum einen wurde eine Architektur mit Positionssensoren untersucht, zum anderen eine Architektur mit Drehmomentsensoren.

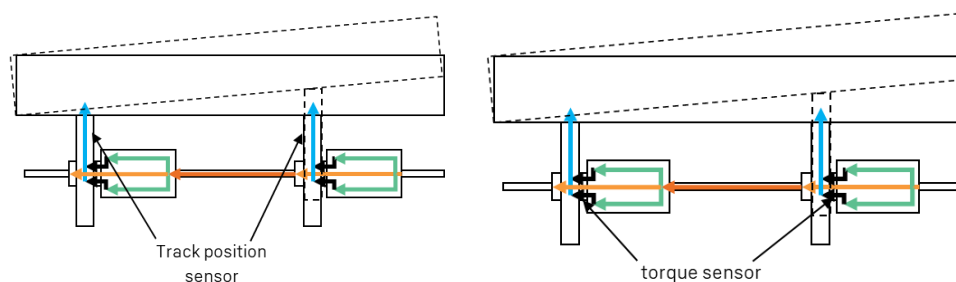


Fig. 14 Skew Detection System Architekturen (Track Pos. Sensor vs. Torque Sensor)

Zu den beiden Architekturen wurde eine Monitorauslegung durchgeführt um Monitor-Grenzwerte bzw. max. auftretende Skew Winkel an der Klappe zu ermitteln. Neben den beiden gezeigten Varianten wurden auch Kombinationen untersucht. Zudem wurde der Aspekt der Drehmomentbegrenzung berücksichtigt, da dieser das Ansprechverhalten des Skew Detection Systems beeinflussen kann. Abgeleitet von diesen Auslegungen wurden verschiedene Analyse Szenarien, wie in folgender Tabelle dargestellt, definiert:

Sc.	Actuator output torque limitation	Skew Detection System
#1	Mechanical Torque Limiter (518Nm)	-
#2	Electronic Torque Limiter (442Nm)	-
#3	Mechanical Torque Limiter (518Nm)	Track Position Sensors (5° skew detectable)
#4	Electronic Torque Limiter (442Nm)	Track Position Sensors (5° skew detectable)
#5	Electronic Torque Limiter (442Nm)	Track Position Sensors (5° skew detectable for EXT) & Torque Sensors (3.56° skew detectable for RET)
#6	Electronic Torque Limiter (442Nm)	Torque Sensors (only for EXT analyzed)

Fig. 15 Skew Detection Szenarien

Für diese Szenarien wurde bei Sonaca eine Analyse zum Einfluss auf die Strukturauslegung durchgeführt. Dabei wurde für jedes einzelne Szenario, abhängig vom maximal auftretenden Skew Winkel, eine FEM-Berechnung von Klappe, Track-Lagerung, Track-Anbindung, Pinion und Komponenten der Fixed Leading Edge durchgeführt. Die Ergebnisse der Belastungen in den einzelnen Bauteilen lassen einen Rückschluss auf die Realisierbarkeit, bzw. die Einsparung von z.B. Gewicht zu.

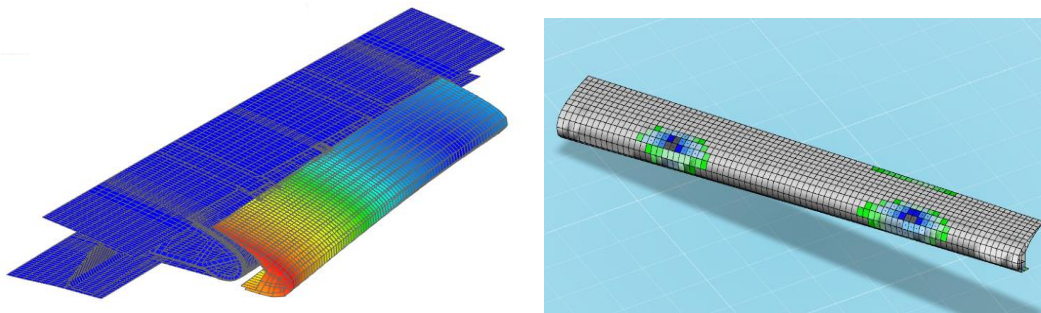


Fig. 16 LLI/SON Skew/Structure Trade

Ergebnis:

1. Skew im nahe dem eingefahrenen Zustand der Klappe ist am kritischsten
2. Die Auslegungslasten einer Klappe können durch den Einsatz von Skew Detection Systemen reduziert werden.
3. Für die Track-Anbindung zur Klappe, Pinion und Lasten auf die Fixed-Leading-Edge ist Skew dimensionierend (mit und ohne Skew Detection System)
4. Ein auf Drehmoment basiertes Skew Detection System reduziert die dimensionierenden Lasten der Klappe und deren Anbindung zum Track.
5. Ein auf Drehmoment basiertes Skew Detection System erhöht den detektierbaren Skew-Winkel im ausgefahrenen Zustand der Klappe. Dies hat jedoch keinen Einfluss auf die Auslegungslasten der Klappe.

Zusammenfassend haben die Analysen gezeigt, dass ein auf Drehmoment basiertes Skew Detection System keine negativen Einflüsse auf die Strukturauslegung hat. Jedoch hat sich gezeigt, dass die Monitorgrenzwerte stark durch die auftretenden Luftlasten beeinflusst sind. Alle Analysen zu Skew Detection basieren auf Luftlasten, die von Airbus zur Verfügung gestellt wurden. Diese Lasten waren aber nur für ausgewählte Betriebspunkte des Flugzeugs gegeben, wodurch keine Lastvariation in einem Betriebspunkt (z.B. Slat Klappe in eingefahrenem Zustand) definiert war. Die Lastvariation wurde von Sonaca über zahlreiche Analysen zu Verformungen der Struktur abgeschätzt. Aus diesem Grund wurden in einem Review mit Airbus die Annahmen diskutiert. Daraus ergaben sich weitere Analysen zu Wing-Bending und dem Einfluss von Luftlasten auf die Fixed-Leading-Edge (FLE).

Alle Ergebnisse wurden in einer Abschlusspräsentation zusammengefasst und in einem Review mit Airbus diskutiert.

Als weiterer Punkt wurden initiale Analysen zur Strukturverformung bei „Disconnect“ (z. B. Bruch der Transmission)-Fällen in der Kinematik ausgewertet. Diese wurden aber aufgrund der fehlenden detaillierten Informationen zur Lastvariation über einen gesamten Flug nicht weiterverfolgt. Nach Rücksprache mit Airbus konnten diese detaillierten Informationen zu Luftlasten zur Betrachtung des Disconnect-Monitoring auch nicht bereitgestellt werden.

Zudem war es notwendig weitere Analysen zur Fehlerisolierung durchzuführen um ein deterministisches Anzeigeverhalten des Skew-Falls (Powered Skew) zu gewährleisten. Dazu wurden verschiedene Fehlerfälle auf Systemebene modelliert und bzgl. der zu erwartenden auftretenden Verwindung der Klappe analysiert. Diese Analysen wurden unter Berücksichtigung bekannter System-Monitore (z.B. Asymmetry-Monitor, Jam Monitor) und Sicherheitseinrichtungen (z.B. mech. Torque Limiter) durchgeführt. Die Ergebnisse wurden mit den Analysen auf Strukturebene verglichen, welche die Verwindung der Klappe bei gegebenem Skew-Monitor-Grenzwert ermittelten. Dadurch wird ersichtlich, welche Fehlerursachen vom Skew-Monitor und welche Fehlerursachen durch bekannte System-Monitore erkannt werden.

Die Analyse ergab, dass alle Fehlerfälle vom System erkannt werden können. Jedem Fehlerzenario (Spalten) ist eine eindeutige Erkennung über einen dedizierten Monitor zugeordnet. Die aufgelisteten Disconnect Fälle werden über den Skew Monitor bzw. Asymmetry (Positionsabweichung zwischen Klappen linker/rechter Flügel) Monitor erkannt. Die aufgelisteten Jam (Klappensystem blockiert) Fälle werden über den Jam Monitor erkannt. Bei den Jam Fällen gibt es eine Ausnahme für Betriebspunkte mit deutlich asymmetrisch verteilten Luftlasten über eine Klappe. In diesen Betriebspunkten werden die Jam-Fälle über den Skew Monitor erkannt. Dies ist akzeptabel, da die Fehler sicher erkannt werden (über den Skew Monitor). Lediglich die Fehlerisolierung ist nicht mehr eindeutig. Diese Fälle werden allerdings als sehr unwahrscheinlich eingestuft. Somit ist diese Ungenauigkeit der Fehlerisolierung akzeptabel.

2.5 Arbeitspaket 3.2 – Actuator Concepts for Plug&Fly Modules Flap & Slat

2.5.1 Ziele des APs

Ziel dieses Arbeitspakets war die Entwicklung von Aktuatorik zur Integration in das Plug&Fly Modul aus AP2.1 und AP2.2. Die Entwicklung sollte separat für Hinterkantensysteme und für Vorderkantensysteme durchgeführt werden.

Bei der Vorderkante war das Ziel den Entwicklungsprozess von der Konzeptfindung bis zur Fertigung eines Demonstrators auszuführen (siehe Arbeitsschritte). Dabei lag der Fokus auf starker Strukturintegration und Bauraumvermeidung (Thin Wing Application). Die Ziele für die Vorderkantenentwicklung waren:

- Konzeptentwicklung verschiedener Aktuatorik-Konzepte für das Plug&Fly Slat Module aus AP2.1
- Bewertung verschiedener Konzepte
- ~~Vermeidung von Front Spar-Durchführung~~ (nicht mehr relevant in Absprache mit AIRBUS/SONACA)
- Auswahl geeigneter Konzepte
- Integration Aktuatorik
- Detailliertes Design eines Aktuators für das Plug&Fly Modul aus AP2.1
- Aktuatordemonstrator

Für die Hinterkante sollte ebenso eine Konzeptfindungsphase mit anschließender Bewertung durchgeführt werden. Studien zur Integration des Aktuators an dem in AP2.2 entwickelten Flap Moduls sollten im 3D-Modell durchgeführt werden. Die Ziele für die Hinterkante waren:

- Konzeptentwicklung verschiedener Aktuatorik-Konzepte für das Plug&Fly Flap Module aus AP2.2
- Bewertung verschiedener Konzepte
- Auswahl geeigneter Konzepte
- Integration Aktuatorik

Konzeptentwicklung eines Vereinfachten Drehmomentbegrenzers „Simplified Torque Limiter“ (aus LuFoVV-3 Move-IntegR integriert (siehe auch Schlussbericht L-Move-IntegR-SCR-0001 ISSUE 08))

- Schutz der Komponenten oberhalb des Torque Limiters (TL) gegen Überlastung
- Reduzierung von schlafenden Fehlern durch formschlüssigen Drehmomentbegrenzer

Bereits im Rahmen des LuFoV-3 Projekts Move-IntegR wurde die Notwendigkeit erkannt einen vereinfachten Drehmomentbegrenzer in der Anwendung SGRA zu entwickeln. Grund dafür sind die möglichen Gewichtseinsparpotentiale durch deutlich weniger Bauteile als auch zusätzlich die Möglichkeit zukünftige behördliche Anforderungen an High Lift Systeme (z.B. hinsichtlich schlafender Fehler) erfüllen zu können. Dazu wurde in Move-IntegR bereits sehr erfolgreiche Entwicklungsarbeiten zu möglichen Konzepten durchgeführt welche aber aufgrund der nur noch begrenzt verfügbaren Projektlaufzeit nicht mehr finalisiert bzw. getestet werden konnten. Somit wurde in Abstimmung mit dem Projektträger beschlossen die noch offenen Arbeitsinhalte in das LuFoVI-1 Projekt FASCINATION zu integrieren. Der betrachtete SGRA ist ein wichtiger technologischer Baustein, der für ein Vorderkanten Plug&Fly Modul benötigt werden würde.

- Verfügbare TL Konzepte recherchieren und auf ihre Einfachheit bewerten

- Verfügbare TL Konzepte auf Ansätze zur weiteren Vereinfachung prüfen
 - Requirements mit System-, Performance- und Safety-Team-Mitgliedern fixieren
 - Trades mit mehreren Ideen zu einem vereinfachten TL Konzept (im Vgl. zur Basis 830er TL) mit Formschluss erarbeiten
 - Trades mit mehreren Ideen zur Dämpfung während Lockout-Vorgang für formschlüssige Variante erarbeiten
 - TL Konzeptauswahl auf Basis einer Bewertungsmatrix (auch Kosten-, Bauraum- und Gewichtsabschätzung)
- Compliance zu System- und Safety Anforderungen prüfen und darstellen
 - Ausgewähltes vereinfachtes und formschlüssiges TL Konzept konstruktiv ausarbeiten und detaillieren
 - Deltaanalyse bzgl. Kosten-, Bauraum und Gewichtsabschätzung für eine formschlüssigen TL mit aktuellen GRA-Anforderungen

2.5.2 Ergebnisse des APs

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Teilarbeitspakete, an denen Liebherr -Aerospace beteiligt war, beschrieben:

Vorderkante (SLAT)

Die Hauptaktivitäten der Entwicklungsarbeit wurden im LuFo V-3 Forschungsvorhaben Move-IntegR (FKZ 20W1729D) geleistet, siehe Abschlussbericht „L-Move-IntegR-SCR-0001 Rev 08“.

Im Rahmen dieses Projektes wurden restliche Arbeiten zur Beschaffung des Demonstrators für die LLI-Testkampagne abgeschlossen, wie Finalisierung und Freigabe der SGRA Bauunterlagen, Durchführung der Industrialisierungsphase (Eigen- & Fremdfertigung) und Montage der Demonstratoren (siehe Fig. 17).

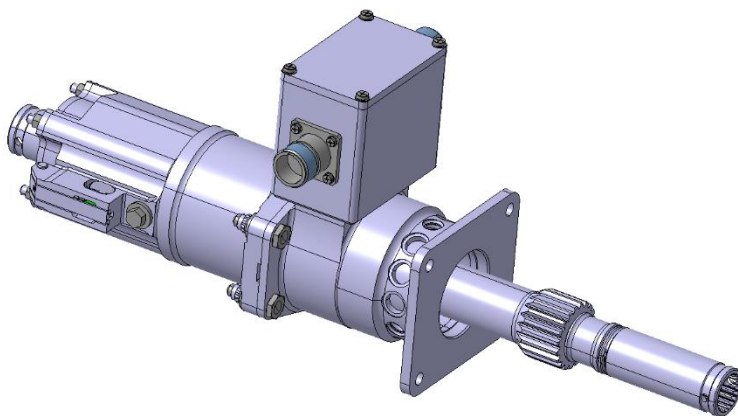


Fig. 17 Aktuator mit GRA Adapter für die Liebherr interne Test-Kampagne

Bis zum Ende dieses Forschungsvorhabens wurde die Beschaffung der Demonstratoren abgeschlossen. Die folgenden Bilder wurden während der Montage der Demonstratoren gemacht (siehe Fig. 18).

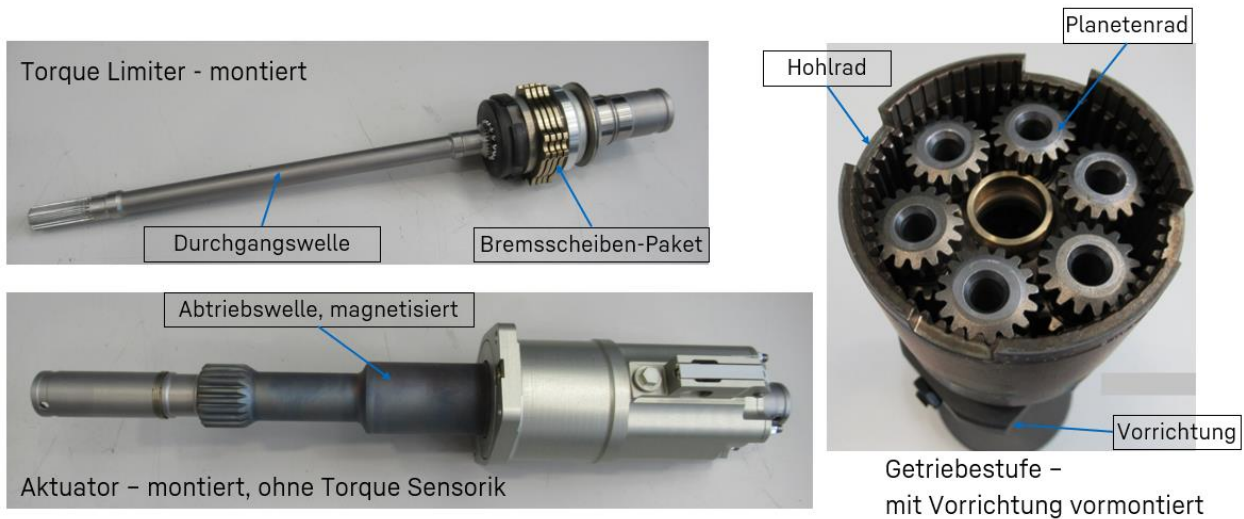


Fig. 18 Montage der Demonstratoren

Torque Sensor

Basierend auf aktuellen Behördenvorgaben benötigen neu entwickelte Verkehrsflugzeuge zukünftig ein Skew Detection System (Klappenschiefstellungserkennung). Um diese Forderung bereits auf SGRA Ebene umsetzen zu können, entwickelte und fertigte LLI im Rahmen des LuFo V-3 Projekts Move-IntegR einen entsprechenden Contactless Torque Sensing System (CTSS) welches das Ein- und Ausfahrmoment des SGRA misst und somit eine Klappenschiefstellung erkennen kann. Im Rahmen von Move-IntegR konnte jedoch die eigentlich noch benötigte Testkampagne mit einem SGRA und CTSS aufgrund der endenden Projektlaufzeit nicht mehr finalisiert werden.

V-3 Somit wurde, in Abstimmung mit dem Projektträger, beschlossen den Bau des CTSS als auch die Testkampagne des CTSS mit einem SGRA auf einem LLI Testrig im Rahmen der artverwandten Aktivitäten des Projekts FASCINATION weiterzuführen um es LLI zu ermöglichen diese neuartige Technologie in einer realen Testumgebung tatsächlich zu verifizieren. Die Beschaffung aller weiteren Komponenten wie die Abtriebs- und Durchtriebswellen, sowie Adapter zur Integration am Drehmomentprüfstand wurden in FASCINATION abgeschlossen.

Der CTSS wurde mit einem zusätzlichem Hardware Monitor Sensor (Dünnschichtzelle) am SGRA implementiert, jeweils separat am Drehmomentprüfstand in Betrieb genommen und die Ergebnisse ausgewertet

SGRA + Torque Sensor

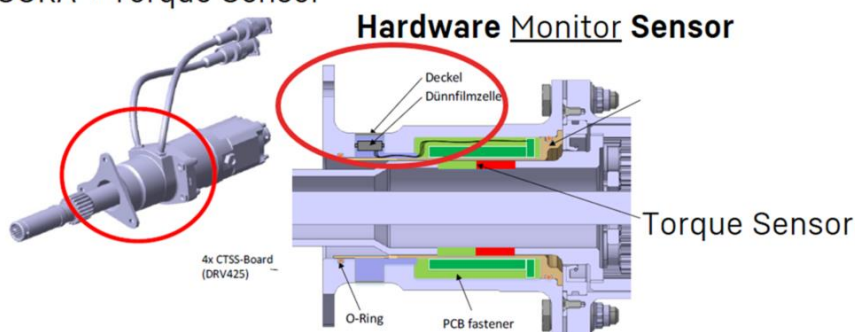


Fig. 19 Schaubild CTSS + Dünnschichtzelle

Um die Genauigkeit zu verbessern, wurde hier erstmals eine Elektronik mit jeweils zwei Sensorpaaren entwickelt, die über den gesamten Umfang der Welle verteilt sind.

Auf dem Prüfstand konnten folgende Arbeiten erfolgreich durchgeführt werden:

- Ermittlung der Magnetisierungsparameter / Abgleich Simulation (erwartete Feldstärke)
- Ermittlung Einfluss auf Position „Adapter über 72° verdrehen“ --> Offset und Verstärkung
- Elektronik testen, Schaltplan prüfen
- Montagecheck (viele Kabel) und Einfluss Gehäusematerial (Dünnschichtzelle)

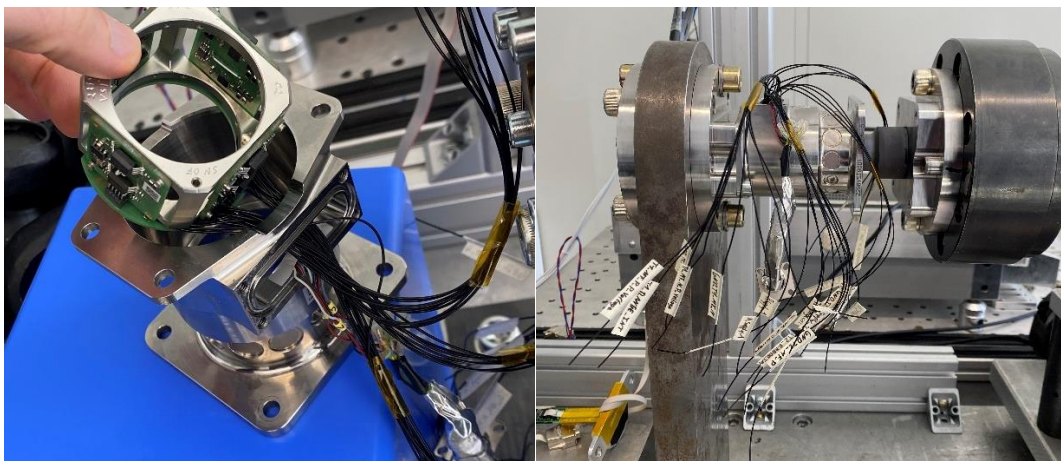


Fig. 20 CTSS Inbetriebnahme Drehmomentprüfstand

Abschließend werden die Sensoren auf Aktuator Ebene in Eigenleistung in einem größeren Testumfang außerhalb der Projektlaufzeit getestet.

Formschlüssige Torque Limiter

Bereits im Rahmen vom LuFo V-3 Projekt „Move-IntegR“ wurden die ersten Untersuchungen zum Formschlüssigen Torque Limiter durchgeführt (Abschlussbericht L-Move-IntegR-SCR-0001 ISSUE 08).

Im Rahmen des Projektes FASCINATION wurden insgesamt 12 unterschiedlichen Torque Limiter (TL) Konzepte untersucht und bewertet.

Als wesentlicher Unterschied, gegenüber dem bisher genutzten Reibscheiben TL, wird beim formschlüssigen Drehmomentbegrenzer, neben der eigentlichen Begrenzer Funktion, zusätzlich eine Dämpfer Funktion benötigt, um die Lasteinleitung in den SGRA als auch die Flügelstruktur zu optimieren bzw. das Strukturgewicht nicht zu erhöhen. Als Ergebnis der vorangegangenen Nutzwertanalyse wurden zwei Konzepte (Y06 und Y11) ausgewählt, um diese konstruktiv zu untersuchen.

Die Beschaffung der Einzelbauteile für den SGRA Demonstrator wurde im Q2/2024 gestartet und wird voraussichtlich im Q3/2024 eigenfinanziert finalisiert werden. Dabei wird der Dämpfer sowohl als 3D Druck Variante als auch als konventionelles Zerspanungsbauteil hergestellt.

Eine Patentanmeldung wurde vorbereitet und die LLI interne Erfindungsmeldung ist im Q2/2024 erstellt worden. Aus diesem Grunde wird dieses Kapitel in diesem Bericht verkürzt dargestellt.

Eine LLI-Testkampagne wurde per Versuchsanforderung bereits definiert und wird voraussichtlich außerhalb des Förderzeitraums eigenfinanziert durchgeführt werden.

Hinterkante (FLAP)

Im Rahmen des Forschungsvorhabens wurde für die Hinterkante keine Konzeptstudie durchgeführt. Wie bereits im AP 2.2 (Plug&Fly Flap Kinematic with highly integrated Actuation) beschrieben, wurde die Bearbeitung des SLAT Plug&Fly Konzepts zuerst begonnen und finalisiert. Aufgrund der Ressourcenverfügbarkeit bei konnte das FLAP Paket nicht parallel bearbeitet werden und letztendlich in der verbleibenden Projektlaufzeit auch nicht mehr begonnen werden. Jedoch werden diese Inhalte nun innerhalb des Clean Aviation Projekt „UpWing“ gemeinsam mit AIRBUS mit dem Ziel ein Hinterkantenmodul zu entwickeln untersucht.

2.6 Arbeitspaket 3.3 – Screw-Less Transmission

2.6.1 Ziele des APs

Ziel dieses Arbeitspakets war die Entwicklung einer Transmission, deren Verbindungselemente schraubenlos ausgeführt sein sollten. Dadurch sollte die Montagezeit in der Endmontagelinie deutlich reduziert werden. Das Konzept sollte den Plug & Fly Ansatz unterstützen und die Möglichkeit geben, auch zentrale Antriebseinheiten zu verwenden, ohne dabei die Montagezeiten in der Endmontagelinie im Vergleich zu Einzelklappen bzw. Einzelstationsantrieben signifikant zu erhöhen.

Das Arbeitspaket sollte sowohl das Konzept bewerten und vergleichen sowie die Umsetzung eines Konzepts realisieren.

Die Ziele im Speziellen waren:

- Konzeptentwicklung verschiedener Transmissionsverbindungen ohne Schraubverbindung
- Bewertung verschiedener Konzepte
- Auswahl geeigneter Konzepte
- Detailliertes Design
- Demonstrator
- Definition und Durchführung eines Development Test Programm

2.6.2 Validierungs- und Verifizierungsergebnisse des APs

Zunächst wurden die Anforderungen für die schraubenlose Transmission definiert. Als Referenzflugzeug wurde ein Standarddrumpf-Flugzeug angenommen.

Neben den Anforderungen wurden zudem folgende Entwicklungsziele für die schraubenlose Transmission definiert: Transmissionselemente sollen ...

- ... in der Flügelmontagelinie und im Wartungsbetrieb schnell demontiert und montiert werden können.
- ... keine losen Teile im demontierten Zustand enthalten (wie z.B. Schrauben).
- ... im Vergleich zu einem herkömmlichen Design keine Systemeinflüsse aufweisen.
- ... im Vergleich zu einem herkömmlichen Design wettbewerbsfähig bzgl. Kosten, Gewicht und Einbauraum sein.

Auf Basis der Anforderungen wurden mehrere mögliche Lösungen erarbeitet. Im Folgenden sind die vielversprechendsten 5 Varianten abgebildet.

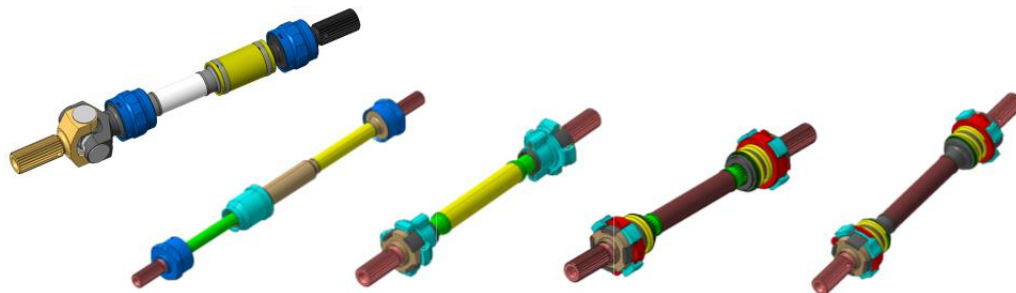


Fig. 21 Fünf verschiedene Konzepte zur Schraubenlosen Transmission (von links nach rechts: Konzept 1 -5).

Für das ausgewählte Konzept („Überwurfmutter-Variante“ (Konzept 1a) wurde die Erstellung eines detaillierten Designs inkl. der Ausarbeitung der Bauunterlagen sowie der analytische Nachweis der in der Konzeptphase ermittelten Vorteile des Konzepts durchgeführt:

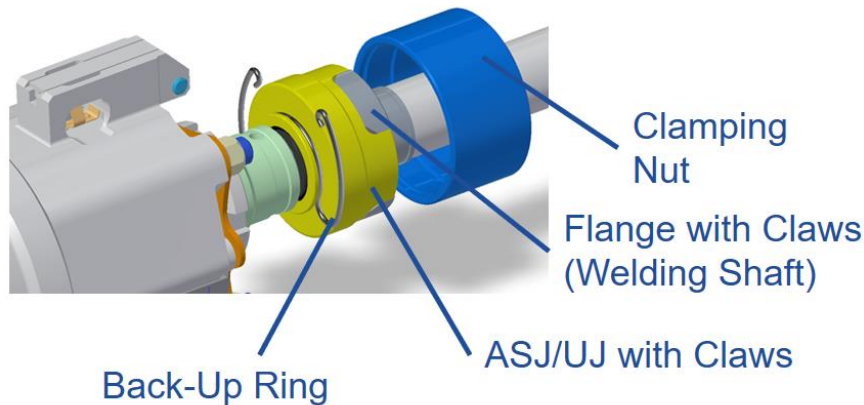


Fig. 22 Design schraubenlose Transmission

Das Design sieht eine Übertragung von Drehmomentbelastungen über eine Klauenverbindung (Claws) vor. Die axiale Fixierung dieser Klauenverbindung wird mithilfe der Überwurfmutter (Clamping nut) sichergestellt. Diese stellt außerdem die Integrität der Transmission unter Axialbelastungen (z.B. bei Flügelbiegung) sicher. Um die Überwurfmutter vor ungewolltem Losdrehen zu sichern, wurde ein „Back-Up-Ring“ (Drahtsicherung) eingeführt.

Um die Verwertbarkeit des Konzepts zu gewährleisten, wurde zudem die Patentanalyse aktualisiert. Für das Konzept der „Überwurfmutter“ konnte keine Patentverletzung identifiziert werden und somit wurde die Anmeldung eines LLI Patents durchgeführt (Patent-Nr. DE 102022113396A1).

Zusammenfassend konnten folgende Vorteile im Vergleich zu einer herkömmlichen Wellenverbindung umgesetzt werden:

- Kompakte Bauweise,
- Geringe Anzahl an Bauteilen,
- Integration von Gelenken,
- Einzelne Verschraubung zur Herstellung der Verbindung,
- Visuelle Prüfung der Sicherung der Schraubenverbindung möglich.

Die Anforderung zur Vermeidung von losen Teilen, die bei der Installation verloren gehen können, wurde durch die Anordnung von Mutter und Außengewinde realisiert. So ist die Überwurfmutter Teil der eigentlichen Welle und kann nicht von der dieser getrennt werden.

Zur Absicherung des Designs wurden folgende Analysen durchgeführt:

- Stress Analyse (Risiken ermittelt und in Testkampagne aufgenommen)
- Performance Analyse (Bewertung des Einflusses auf Systemebene, z.B. Trägheitsmoment und Steifigkeit)
- Gewichtsanalyse
- Kostenanalyse
- Safety & Reliability Analyse (Einfluss auf System-Ausfallwahrscheinlichkeiten)

Bei der Performanceanalyse wurden bereits bestehende System-Simulationsmodelle des AIRBUS A320 Programms verwendet und entsprechend mit den neuen Performanceeigenschaften

der Wellenverbindungen modifiziert. Die Ergebnisse haben gezeigt, dass mit der schraubenlosen Wellenverbindung alle Anforderungen im A320 System eingehalten werden können.

Zum Abschluss der Designaktivitäten wurde ein vollständiger Satz an Fertigungsunterlagen erstellt. Diese wurden zur Beschaffung von 6 Demonstratorwellen übergeben. Die Anzahl der Demonstratorwellen ergab sich aus den identifizierten Risiken und den sich daraus ergebenden geplanten Tests:

- Demonstrator 1: Performance Test
- Demonstrator 2: Strength Test
- Demonstrator 3: Environmental Test (Sand&Dust)
- Demonstrator 4: Endurance Test
- Demonstrator 5: Vibration
- Demonstrator 6: Ersatzwelle.

Das Development Test Programm wurde im Q3/2023 gestartet und im Q2/2024 abgeschlossen (siehe auch AP 4.2).

2.7 Arbeitspaket 4.1 – Skew Detection Concept for Slat

2.7.1 Ziele des APs

Der Torque Sensor (Drehmomentsensor) stellt eine sehr vielversprechende Sensortechnologie für ein Skew Detection System dar, benötigt aber in der heute betrachteten Systemarchitektur einen zusätzlichen überwachenden (Hardware) Sensor um mögliche schlafende Fehler im System zu erkennen.

Das Ziel aus dem LLI/TUHH-Änderungsantrags „L-NAFUND-SA-0049“ zum Thema „Torque Sensor Monitoring“ war die Entwicklung eines Software Algorithmus als Ersatz für den HW-Sensor. Im Rahmen des LLI Änderungsantrags bzw. des Änderungsbescheids Nr. 4 vom 05.06.2024 wurde LLI sowohl die Projektverlängerung als auch die Erweiterung der Arbeitspaketinhalte im AP 4.1 bewilligt (Erarbeitung eines Torque Sensor Monitoring Konzepts mit der TUHH).

Als Datenbasis galten Flugdaten, die von der TUHH zur Verfügung gestellt wurden und aus durchgeführten Flugtests stammen.

Da sich eine Patentanmeldung für das hier erarbeiteten Konzepts im Moment der Veröffentlichung dieses Berichtes in der Umsetzung befindet, wurden die Informationen stark gekürzt.

2.7.2 Ergebnisse des APs

Im Folgenden sind die Ergebnisse der Teilarbeitspakete, an denen Liebherr -Aerospace beteiligt war, beschrieben:

Im ersten Schritt erarbeitete LLI, gemeinsam mit der TUHH, verschiedene Health-Monitoring Konzepte und bewertete dies anhand erster TUHH Simulationen. Die Konzepte wurden einzeln, wie auch in Kombination miteinander bezüglich ihrer Einsetzbarkeit untersucht.

Als Input für die abschließende Simulation gilt die LLI-Testmatrix, welche eine Vielzahl von variierenden Flugzeug- und Umweltparameter enthält. Zudem wurde ein Modell von LLI zu den bekannten Fehlern des Torquesensors in der Simulationssoftware hinterlegt.

Das Health Monitoring ist eine Betrachtung der Degradation über einen Flug. Simulationen zeigen, dass eine Sensordegradation vom System eindeutig erkannt werden kann. Geringere Degradation sind aufgrund der Messunsicherheiten nicht als solche erkennbar.

Das Trendmonitoring ist eine Betrachtung des Degradationsverhaltens über das Flugzeugleben. Mit verschiedenen Annahmen, ist bei unterschiedlichen Nutzerprofilen und der Festlegung eines Grenzwertes, der Zeitpunkt zum Ausbau des betroffenen Geräts vorhersehbar.

In Zusammenarbeit mit der TUHH konnte die Funktionalität eines Software Health Monitorings nachgewiesen werden. Die Trigger Logik gewährleistet ein wiederkehrendes Messzeitfenster, unabhängig von Flugprofil und -mission.

Die anfängliche Forderung von LLI war, ein Health Monitoring zu entwickeln, welches als Sicherheitssensor bereits Degradationen ab 0% detektiert. Die Simulationen haben gezeigt, dass dies nicht umsetzbar ist. Durch weitere Tests außerhalb dieses Projekts werden alle bisher nicht untersuchten Effekte auf das Verhalten des Sensors evaluiert. Diese dann bekannten Effekte werden in den bereits erwähnten Fehlern des Torquesensors erfasst. Sollten externe Einflüsse zu einer Verschlechterung der Magnetisierung des Sensors führen, kann dies bei einem Einzelflug über das Health Monitoring und bei vielen unterschiedlichen Flugmissionen und -profilen über das Trendmonitoring erkannt werden. D.h. die Software Monitore dienen zur Überprüfung der generellen Verfügbarkeit des Drehmomentsensors und sollen in zukünftigen Aufträgen eine Absicherung für Kunden darstellen.

2.8 Arbeitspaket 4.2 – Actuator Verification

2.8.1 Ziele des APs

Ziel des Arbeitspakets war die Verifikation des in AP3.2 entwickelten Aktuators mit integrierter Sensorik als auch der schraubenlosen Transmission. Dazu sollte der in AP3.2 gefertigte Demonstrator als auch die in AP3.3 entwickelte Transmission verwendet werden.

Für die Verifikationsaktivitäten sollten sowohl bei LLI vorhandene Standardprüfstände verwendet, und entsprechend den mechanischen Schnittstellen und Lastbedingungen angepasst werden, als auch externe Prüfstände genutzt werden. Basierend auf den in HAP1 spezifizierten Anforderungen sollten Testfälle definiert werden, die dann getestet werden sollten.

Abschließend sollten die Testdaten ausgewertet werden und die Ergebnisse in einer Verifikations-Matrix gegenüber der Spezifikation abgeglichen werden.

Die Ziele im Speziellen:

- Definition Testfälle auf Komponentenebene
- Anpassung Prüfstand für Aktuator aus AP3.2
- Verifikationstests

Auswertung der Testdaten und Überprüfung gegenüber der Spezifikation

2.8.2 Ergebnisse des APs

Schraubenlose Transmission

Installation- / Montage-Tests

Im Rahmen der Montagetests wurde die benötigte Montagezeit für die bisherige verschraubte und die schraubenlose Transmission aufgenommen. Dabei ergab sich im Rahmen der Versuche (Laborumgebung), dass die Montagezeit für die geschraubte Transmission bei ca. 4 min liegt, während die schraubenlose Transmission in ca. 1 min montiert ist. Diese Zeiteinsparung stellt einen großen Vorteil dar und soll im Rahmen weiterer Tests (nach Möglichkeit auch in realer Flugzeugumgebung) noch präzisiert werden.



Fig. 23 Montagetest - Geschraubte vs. schraubenlose Transmission

Vibration Test

Beim Random Vibration Test wurde die Welle erfolgreich getestet. Der Windmilling Test (Vibrationen, die entstehen, wenn ein Triebwerk im Flugfall nur vom Wind angetrieben wird) konnte ebenso erfolgreich absolviert werden.

Endurance Test

Der Endurance (Lebensdauer) Test der schraubenlosen Transmission wurde im Q2/2024 vollständig abgeschlossen. Bestandteil der Tests war ebenso ein paralleler Vergleich einer Aluminium- und Stahlüberwurfmutter, um ein mögliches Kosteneinsparpotential bewerten zu können. Nach dem Ende des Dauerlauftests wurden alle Teile inspiziert es wurden keine Auffälligkeiten festgestellt.

Strength Test mit Limit / Ultimate Lasten

Bei diesem Test wurde die Testwelle statisch mit einem höchsten Drehmoment und mit einer höchsten axialen Kraft („Punch Load“) gleichzeitig belastet. Nach Durchführung der Strength Tests wurden alle Teile inspiziert und es wurden keine Auffälligkeiten festgestellt.

Salt Spray und Sand + Dust Test

Für die Bestätigung der Umweltverträglichkeit der neuen Wellenverbindung wurden Salt Spray und Sand + Dust Test nach RTCA/DO 160 durchgeführt. Neben Materialverträglichkeit und Materialpaarungen besonders im Fokus der Entwicklung stand die Frage, ob die schraubenlose Verbindung auch nach Durchführung dieser Test die Demontage werkzeugfrei und ohne Beschädigung der Teile möglich ist. Diese Frage könnte abschließend bei der Demontage und Inspektion positiv beantwortet werden.



Fig. 24 Salt Spray und Sand + Dust Test

SGRA (Aktuator)

Bereits im Jahr 2023 wurde (im Rahmen des Vorgänger Projekts LuFo V-3 Move-IntegR) mit der Planung der Test-Kampagne begonnen und daraus die notwendige Anzahl an Demonstratoren (SGRA) definiert. Es wurden 5 Demonstratoren im Rahmen von FASCINATION gebaut, welche den folgenden Tests unterzogen werden sollten (inkl. 1 Ersatz-Gerät):

- Performance & Temperatur
- Endurance (Verschleiß)
- Strength (Festigkeit) Limit / Ultimate
- Waterproofness/Icing Test.

Der zeitliche Verzug aufgrund sehr knapper Fertigungskapazitäten für Verzahnungsbauteile bei LLI (sehr hoher Serienbedarf) führte dazu, dass die LLI-Testkampagne nicht mehr im bereits verlängerten Projektzeitraum des FASCINATION Forschungsvorhabens abgeschlossen wurde. Diese Testkampagne wird außerhalb des Förderzeitraums eigenfinanziert ab Q3/2024 durchgeführt.

Torque Sensor

Im Rahmen von FASCINATION wurde die eigentliche Testkampagne des CTSS im Elektroniklabor als auch die finale Kampagne auf dem Aktuator (SGRA) eingeplant.

Die Vorabtests im LLI Elektroniklabor konnten erfolgreich durchgeführt werden um einen reibungslosen Ablauf des Sensors auf dem SGRA Test Rig garantieren zu können. Die finale Testkampagne des CTSS auf dem SGRA wird außerhalb des Förderzeitraums eigenfinanziert ab Q3/2024 durchgeführt.

2.9 Arbeitspaket 4.3 – Non-Penetrating Plug&Fly Slat Module with integrated Actuation

2.9.1 Ziele des APs

Ziel des Arbeitspakets war die Verifikation des in AP2.1 entwickelten Slat Moduls mit integrierter Aktuatorik. Dazu sollte der in AP2.1 gefertigte Demonstrator verwendet werden.

Die Verifikationsaktivitäten sollten von Sonaca geführt und maßgeblich umgesetzt werden.

Die Hauptziele der Testkampagne waren:

- Performance-Nachweis
- Strength Nachweis
- Nachweis der Reduzierung der Montagezeiten in der Endmontagelinie

Liebherr sollte die Aktivitäten durch Bereitstellen der Aktuatorik unterstützen als auch durch Unterstützung bei der Definition der Testfälle sowie deren Auswertung.

2.9.2 Ergebnisse des APs

Im weiteren Verlauf der Entwicklungsarbeiten stellte sich, in den gemeinsamen Projekt Reviews zwischen AIRBUS, LLI und SON aber heraus, dass die ursprünglich definierten Paketprimärziele wie die Reduktion der Montagezeit in der Endmontagelinie (FAL) und kostengünstigere FAL nicht erreicht werden konnten. Zudem konnte eine Anwendungsplattform für das Konzept nicht mehr definiert werden (vgl. auch AP 4.3) und somit die Verwertungsperspektive für dieses Konzept nicht mehr gegeben war. Liebherr entschied sich daher die Plug & Fly Entwicklung im Rahmen dieses F&T Projekts zu beenden und keinen Demonstrator für die Integration in die SON Struktur zu bauen. Nichtsdestotrotz wurde das detaillierte Design des SGRAs noch finalisiert als auch SON bei Rückfragen entsprechend unterstützt.

Davon unabhängig wurde der Bau der ölgefüllten SGRA Demonstratoren (LuFo V-3 Move-IntegR) mit integrierten Torque Sensoren (siehe AP 3.2 Aktuator Konzepte) bei LLI fortgeführt, um diese auch hinsichtlich der Lebensdauer bei LLI testen zu können.

2.10 Notwendigkeit und Angemessenheit der Arbeit

Das Forschungsprojekt und die damit verbundene Zuwendung ermöglichte es Liebherr -Aerospace in Zusammenarbeit mit dem assoziierten belgischen Partner SONACA viele verschiedene Lösungen für ein SLAT Plug&Fly Modul zu entwickeln und letztendlich eine Lösung detailliert auszuarbeiten, um somit für zukünftige Flugzeugprogramme eine sehr reife Lösung inklusive eines Klappenschiefstellungssystems anbieten zu können. Somit konnte durch dieses LuFo Projekt eine Kooperation auf internationaler Ebene in der Flugzeugzuliefererindustrie ermöglicht werden, die auch nach diesem LuFo Projekt weiterhin Bestand hat. Ebenso konnte bei beiden Partnern das Wissen hinsichtlich der Integration von integrierten Struktur/Aktuatorverbänden in das Flugzeug erweitert werden.

Weiterhin konnte durch die Konstruktion und Test einer Schraubenlosen Transmission erfolgreich gezeigt werden, dass diese Technologie eine enorme Zeitersparnis in der Montage darstellt und somit hohe Lieferraten bei den kommenden Flugzeuggenerationen ermöglicht. Durch die Zusammenarbeit mit der TUHH konnten zukünftige High-Lift Systemkonzepte erst detailliert untersucht werden und zusätzlich mit dem Thema „Torque Sensor Monitoring“ ein wichtiger Beitrag für zukünftige Hi Lift Systeme mit Klappenschiefstellung erzeugt werden. Damit konnte die bereits jahrelange Zusammenarbeit von LLI mit der TUHH weiter vertieft und ausgebaut werden.

2.11 Verwertbarkeit der Ergebnisse

Im Folgenden ist die Verwertungsperspektive für die einzelnen Arbeitspakete dargestellt:

Arbeitspaket	Verwertungsperspektive
1.1 Aircraft Reference Data	Alle nachfolgenden Entwicklungsaktivitäten in FASCINATION basierten auf den in diesem Kapitel generierten Spezifikationen und wurden mit allen beteiligten Partnern (TUHH, Sonaca) geteilt. Diese Spezifikationen sind Basis für zukünftige Plug&Fly Projekte.
2.1 P&F SLAT Modul	In diesem Paket konnte LLI, aufgrund der sehr engen Zusammenarbeit mit dem Partner SONACA, tiefgreifende Grundlagen für die Strukturintegration von Systemen erarbeiten und kann diese auch im Rahmen von zukünftigen Projekten bzw. Anfragen von anderen Flugzeugherstellern nutzen. Der SGRA mit integriertem Pinion ist sehr interessant für zukünftige Flugzeugprogramme in Betracht auf die Reduzierung von Montagezeiten in der Endmontagelinie und wurde auch bereits dazu bei AIRBUS vorgestellt.
2.2 P&F FLAP Modul	Paket nicht mehr in Projektlaufzeit begonnen
3.1 Drive System Architecture	Im Rahmen der Untersuchung von Klappen-Antriebsystemen und Schräglaufenerkennungssystemen wurden Trade-Studien zur Identifikation der optimalen Konzepte gemeinsam mit TUHH entwickelt. Daraus hat LLI die Patentanmeldung (DE 10 2022 134 503.3) "Lift aid for an aircraft" generieren können, um dieses Wissen für zukünftige Flugzeugkonzepte anwenden zu können.
3.2 Actuator Concepts for Plug&Fly Modules Flap & Slat	Basierend auf der AIRBUS Spezifikation konnte ein Aktuator-Konzept für sehr dünne Flügel entwickelt und gebaut werden. Die SGRA und CTSS-Testkampagne wird außerhalb der Projektlaufzeit eigenfinanziert finalisiert, damit LLI dieses Konzept u.a. in der NSA verwenden kann. Die Patentanmeldung für Simplified Torque Limiter wird vorbereitet.
3.3 Screw-Less Transmission	Die Schraubenlose Transmission konnte erfolgreich entwickelt und getestet werden und somit das TRL06 als Grundlage für zukünftige Angebote erreicht werden. Zudem konnte für das Design eine Patentanmeldung durchgeführt (Patent-Nr. DE102022113396A1) werden.
4.1 Skew Detection Concept for Slat	Die Möglichkeit der Überwachung (Health Monitoring) eines Torque Sensors durch einen SW Monitor konnte durch die Zusammenarbeit von LLI mit der TUHH nachgewiesen werden und kann bei der zukünftigen Umsetzung eines CTSS genutzt werden.
4.2 Actuator Verification	Die Schraubenlose Transmission konnte erfolgreich getestet werden (Detaillierte Ergebnisse siehe AP 3.3) und somit als Grundlage für zukünftige Angebote verwendet werden.

2.12 Fortschritte bei anderen Stellen

Es wurden keine Fortschritte bei anderen Stellen bekannt.

2.13 Veröffentlichungen

Im Rahmen des Projekts sind keine Veröffentlichungen erfolgt:

3 Anhang

3.1 Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
ALM	Additive Layer Manufacturing
AP	Arbeitspaket
CTSS	Contactless Torque Sensing System
FAL	Final Assembly Line
FEM	Finite Elemente Methode
FMEA	Failure Mode Effect Analysis
LLI	Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH
MTBF	Mean Time between Failure
NSA	Next Single Aisle
P&F	Plug&Fly
PCU	Power Control Unit
SGRA	Slat Geared Rotary Actuator
SON	SONACA
TA	Teilarbeitspaket
TL	Torque Limiter
TRL	Technology Readiness Level
TUHH	Technische Universität Hamburg

3.2 Abbildungsverzeichnis

Fig. 1	Projektstrukturplan.....	7
Fig. 2	Design for Assembly Produktoptimierung am Beispiel von Kabinenausrüstung und – verkleidung.....	8
Fig. 3	Struktur Zusammenarbeit LLI/SON/TUHH.....	12
Fig. 4	Gewichtung der Bewertungskriterien.....	14
Fig. 5	Bewertungsmatrix Konzepte mit den höchsten Punktezahlen	15
Fig. 6	Aktuator mit separatem Rack & Pinion	15
Fig. 7	Aktuator mit integriertem Pinion und konventionelle Struktur (GRA Adapter nicht dargestellt)	16
Fig. 8	Aktuator mit integriertem Pinion und ALM Struktur (GRA Adapter nicht dargestellt) ..	16
Fig. 9	Aktuator mit GRA Adapter für die Integration in die SON Struktur	17
Fig. 10	Übersicht Architekturvarianten	20
Fig. 11	Trendkurve verteilte Systeme (Gewicht vs. MTBF bzw. Kosten).....	20
Fig. 12	System Architektur.....	21
Fig. 13	Slat Track Position - Skew Detection Sensor.....	22
Fig. 14	Skew Detection System Architekturen (Track Pos. Sensor vs. Torque Sensor)	22
Fig. 15	Skew Detection Szenarien	23
Fig. 16	LLI/SON Skew/Structure Trade.....	23
Fig. 17	Aktuator mit GRA Adapter für die Liebherr interne Test-Kampagne.....	26
Fig. 18	Montage der Demonstratoren	27
Fig. 19	Schaubild CTSS + Dünnfilmzelle.....	27
Fig. 20	CTSS Inbetriebnahme Drehmomentprüfstand	28
Abschließend werden die Sensoren auf Aktuator Ebene in Eigenleistung in einem größeren Testumfang außerhalb der Projektlaufzeit getestet.		28
Fig. 21	Fünf verschiedene Konzepte zur Schraubenlosen Transmission (von links nach rechts: Konzept 1 -5).....	30
Fig. 22	Design schraubenlose Transmission.....	31
Fig. 23	Montagetest - Geschraubte vs. schraubenlose Transmission.....	34
Fig. 24	Salt Spray und Sand + Dust Test.....	35

3.3 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Arbeits- und Meilensteinplan Stand Antragstellung	5
Tabelle 2: Arbeits- und Meilensteinplan Stand Projektabschluss (06/2024)	6
Tabelle 3: Übersicht der Verbundpartner	11

4 Anlagen

4.1 Erfolgskontrollbericht

4.2 Berichtsblatt / Document Control Sheet