

# ELEKTRO-HYDRAULISCHE ANTRIEBE AM FLUGZEUGFAHRWERK

I. Kirchmann<sup>1</sup>, U. Grabherr<sup>1</sup>, M. Gitterle<sup>2</sup>, M. Hornung<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH, Pfänderstr. 50-52, 88161 Lindenberg

<sup>2</sup>Hochschule für angewandte Wissenschaften München,  
Dachauer Straße 98b, 80335 München

<sup>3</sup>Technische Universität München, Boltzmannstr. 15, 85748 Garching b. München  
Germany

## Zusammenfassung

Mit elektro-hydraulischen Antrieben (EHA) am Flugzeugfahrwerk wird ein Themengebiet des More Electric Aircraft (MEA) betrachtet. Die vorliegende Arbeit hat eine konkrete Umsetzung am Bugfahrwerk eines Single-Aisle-Flugzeugs im Rahmen eines Forschungsprojekts und einen Ausblick auf den Vergleich zu konventionellen Systemen zum Ziel. Außerdem ist die Erstellung eines Bewertungsschemas für EHAs am Flugzeugbugfahrwerk sowie die Darstellung des Entwurfs neuer Konzepte und des weiteren Vorgehens zur Untersuchung von Synergieeffekten auf Flugzeug-Ebene vorgesehen.

Im Forschungsprojekt ESTER (Electro-Hydraulic Steering, Extension and Retraction System) wird unter Anwendung des Requirements based Engineering (RBE) Prozesses in der Entwicklung ein EHA zur Kombination der Funktionen „Fahrwerksbetätigung“ und „-lenkung“ realisiert, dessen Konzept anschließend mit konventionellen Bugfahrwerkssystemen verglichen werden soll. Zur Entwicklung sowohl dieses konkreten Anwendungsfalls als auch neuer Konzepte werden Top-Level Requirements an das System „Bugfahrwerk“ aus Flugzeug-Sicht bestimmt. Auf Basis des Vergleichs von ESTER mit konventionellen Systemen wird ein Bewertungsschema für das Anwendungspotential von EHAs am Bugfahrwerk erstellt. Die Ermittlung und Beurteilung neuer Entwürfe auf Bugfahrwerk-Ebene und die Konzeption kombinierter Anwendungen der EHA-Technologie am Flugzeug zur Betrachtung möglicher Synergien erfolgt durch die Analyse des Energieverbrauchs der jeweiligen Systeme im Flugzeugsystem.

## 1. HINTERGRUND ZU ELEKTRO-HYDRAULISCHEN ANTRIEBEN AM FLUGZEUG(-FAHRWERK)

In der Luftfahrtindustrie ist ein zunehmender Trend zur Elektrifizierung von Komponenten und Systemen, bekannt unter dem Schlagwort „More Electric Aircraft“ (MEA), feststellbar. Auf dem Themengebiet des elektrischen Flugzeugfahrwerks wird ein elektro-hydraulischer Antrieb (EHA) für die Funktionen „Betätigung“ und „Bugradlenkung“ eines Bugfahrwerks (engl. Nose Landing Gear) der Größe eines Single-Aisle-Flugzeugs untersucht.

Elektrische Antriebe am Flugzeug(-fahrwerk) sind seit längerer Zeit Gegenstand von Untersuchungen in Wissenschaft und Industrie. Bisherige Ergebnisse geben eine Übersicht über die Technik und die Gründe, warum solche Konzepte analysiert werden:

- 1) Hydrauliksysteme sind in Flugzeugen weit verbreitet, da sie eine hohe Leistungsdichte haben und robust sind. Nachteilig sind eine schwere und unflexible Infrastruktur in Form von Hydraulikleitungen und die Gefahr von Leckage [1].
- 2) Beim Trend zum MEA werden die herkömmlichen Methoden zur Energieübertragung Hydraulik und Pneumatik so weit wie möglich durch Elektrik ersetzt. Ziel dieser Entwicklung ist die Reduktion von Gewicht und Direct Operating Cost (DOC) sowie die Erhöhung von Zuverlässigkeit und Performance [2].

- 3) Es werden zwei Arten von elektrischen Antrieben unterschieden, die für eine Anwendung in einem MEA in Betracht kommen [2]:

- Beim elektro-mechanischen Antrieb (EMA) wird der hydraulische Antrieb durch eine elektrische Maschine, ein Getriebe und eine Spindeleinheit ersetzt.
- Der elektro-hydraulische Antrieb (EHA) nutzt eine lokale Motor-Pumpen-Einheit, um die hydraulische Energie zur Bewegung eines Aktuators zu erzeugen.

- 4) Beim EHA gibt es zwei verschiedene Konzepte: Entweder treibt ein geschwindigkeitsgesteuerter Elektromotor eine Pumpe mit fixem Verdrängungsvolumen an oder es kommt die Kombination eines Elektromotors mit konstanter Geschwindigkeit und einer Verdrängerpumpe mit variablem Volumen zur Anwendung [2].

- 5) Ein Hauptunterschied zwischen einem konventionellen Fahrwerkssystem und einem MEA-Fahrwerk ist die Tatsache, dass das Fahrwerk eines Flugzeugs ohne zentrales Hydrauliksystem ein eigenständiges System ist. Es besteht lediglich eine Verbindung zur Flugzeugelektrik. Bei Anwendung eines EHAs verfügt jedes Fahrwerk über seine eigene abgetrennte Motor-Pumpen-Einheit, nur die Steuerelektronik wird mehrfach genutzt [3].

- 6) Der Energieverbrauch eines Fahrwerks mit lokaler hydraulischer Energieversorgung kann im Vergleich zu einem konventionellen System signifikant reduziert werden, da Energie nur bei Bedarf erzeugt wird. Im Standby-Modus verbrauchen EHAs keine Energie [3].

## 2. ÜBERSICHT ZUM PROJEKT ESTER

Im Forschungsprojekt ESTER (Electro-Hydraulic Steering, Extension and Retraction System), das bei der Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH im Rahmen des von der Europäischen Union geförderten Forschungsprogramms Clean Sky 2 durchgeführt wird, wird eine konkrete Anwendung von elektro-hydraulischen Antrieben am Flugzeugfahrwerk realisiert. Bei bekannter Komponententechnologie ist die Innovation hierbei die Anwendung von EHAs auf Bugfahrwerkssystem-Ebene mit dem damit verbundenen Zusammenspiel der Funktionen „Betätigung“ und „Bugradlenkung“. Durch diese Kombination von Funktionen werden hydraulische Komponenten eingespart und so das Gesamtkonzept vereinfacht, wodurch die Bilanz beim Einsatz von EHAs am Fahrwerk verbessert werden soll.

Bei konventionellen Fahrwerkssystemen erfolgt die Energieversorgung über eine Verbindung zum zentralen Hydrauliksystem des Flugzeugs, genauer gesagt zu einem oder mehreren der drei klassischerweise vorhandenen Hydrauliksysteme (vgl. BILD 1).

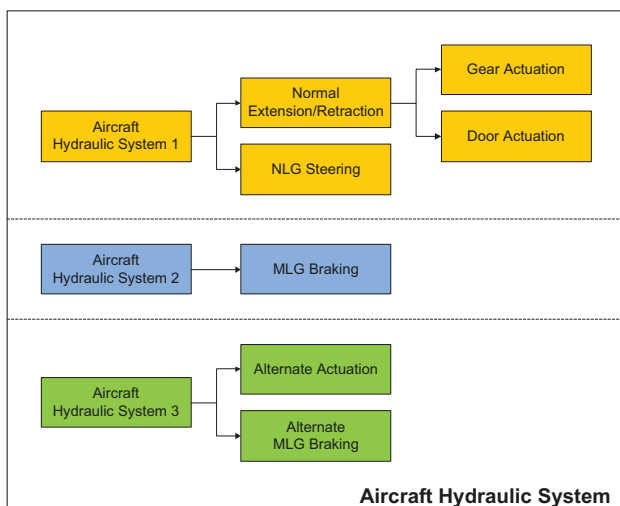


BILD 1. Zentrale Hydraulikversorgung Fahrwerkssystem (Prinzipdarstellung)

Der im Flugzeugsystem vorhandene konstante Hydraulikdruck wird in zwei Ventilblöcken zur Schaltung der Funktionen Ein-/Ausfahren und Lenken verwendet. Die Ventile für die Betätigung befinden sich im Fahrwerkschacht der Hauptfahrwerke (engl. Main Landing Gears), da die Schaltung für alle Fahrwerke vorgenommen wird. Die Ventile für die Lenkung sind direkt auf der Bugfahrwerksstruktur platziert. Diese Architektur benötigt zwei Hydraulikleitungen zu jedem Fahrwerk, was bei der exponierten Lage des Bugfahrwerks im Flugzeug lange und damit auch schwere Leitungen verursacht.

Fahrwerke sind nur einen geringen zeitlichen Teil des Flugzyklus in Betrieb, haben dann aber einen großen Anteil am Energieverbrauch. Dadurch haben sie einen

dimensionierenden Einfluss auf das zentrale Hydrauliksystem. Dies führt für andere Flugphasen zu einer Überdimensionierung der hydraulischen Energieversorgung.

Das ESTER Konzept abseits der vorgegebenen Anwendung von EHAs ergibt sich als für diese Form der Energieversorgung optimale Kombination bekannter konventioneller Fahrwerkskonzepte. Als Referenzfahrwerke für ESTER werden verschiedene Bugfahrwerke von Flugzeugen der Single-Aisle-Klasse betrachtet. Dort wurden bisher folgende unterschiedliche Kinematikkonzepte realisiert:

- 1) Kinematik mit Gear Uplock: Der Gear Uplock hält das Fahrwerk im eingefahrenen Zustand im Fahrwerkschacht.
- 2) Kinematik mit Reinstating Jury Brace: Dabei ermöglicht der Lock Link Mechanismus eine Überzenterung und Verriegelung des Fahrwerks in ein- und ausgefahrener Position. Der Gear Uplock entfällt.
- 3) Kinematik mit separat hydraulisch, d. h. durch zusätzliche Aktuatoren, angetriebenen Fahrwerkstüren, die im geschlossenen Zustand mit einem oder zwei Door Uplocks verriegelt werden.
- 4) Kinematik mit einem hydraulischen Aktuator zur Betätigung der Türen und einem Door Uplock: Dabei werden die Fahrwerkstüren über ein Gestänge durch einen Aktuator geöffnet und geschlossen. Es wird ein Türaktuator eingespart.
- 5) Kinematik mit Gear Driven Doors: Bei diesem Konzept entfällt die komplette hydraulische Türbetätigung in Form von Aktuatoren und Ventilen. Die Fahrwerkstüren werden mechanisch mittels eines Türtriebs über die Fahrwerksstruktur betätigt. Für die Anwendung von Gear Driven Doors liegen bisher nur Erfahrungen aus der kleineren Regional-Jet-Klasse vor. Diese Möglichkeit soll aber auch für Single-Aisle-Flugzeuge in Betracht gezogen werden.

BILD 2 zeigt beispielhaft ein konventionelles NLG System mit einem Gear Uplock und einem Aktuator zur Türbetätigung, d. h. eine Kombination der Konzepte 1) und 4).

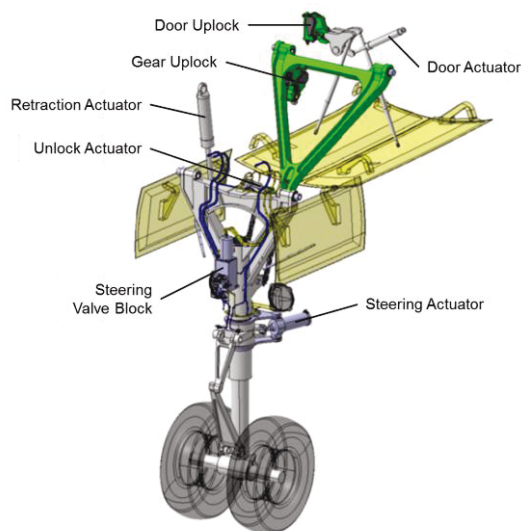


BILD 2. NLG Konzept mit Gear Uplock und einem Aktuator zur Türbetätigung

Das ESTER Nose Landing Gear (NLG) System hat seinen Fokus auf den Komponenten zur Fahrwerksbetätigung und -lenkung. Es besteht im Wesentlichen aus den nachfolgend aufgeführten drei Subsystemen sowie der Fahrwerksstruktur als „Träger“ (vgl. BILD 3).

- 1) EHA Subsystem für Normalbetrieb (Normal EHA Subsystem):
  - Elektro-hydraulische Motor-Pumpen-Einheit (Electro-Hydraulic Power Pack / Motor-Pump-Unit)
  - Betätigungszylinder (Retraction Actuator)
  - Entriegelungszylinder (Unlock Actuator)
  - Lenkzylinder (Steering Actuator)
  - Elektrische Leitungen (Electric Harness)
  - Hydraulische Leitungen (Hydraulic Tubing)
- 2) EHA Subsystem für Notausfahr-Funktion (Alternate EHA Subsystem):
  - Notausfahr-EHA (Alternate EHA)
- 3) Elektronik Subsystem (Control Subsystem):
  - Lokaler Computer am Fahrwerk (Control Unit mit Control- und Monitor-Kanal)
  - Integrierte Software auf Flugzeug-Ebene (Avionic hosted Software / IMA Architecture)

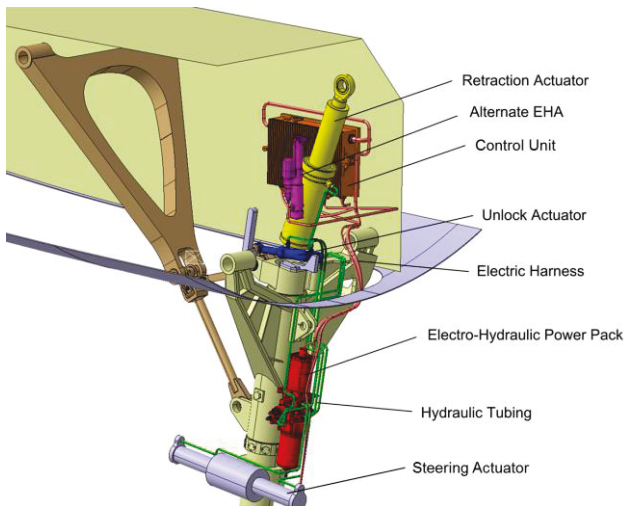


BILD 3. ESTER Konzeptübersicht

Die Betätigung im normalen Betriebsfall (Normal Extension/Retraction) und die Lenkung (Steering) des Bugfahrwerks erfolgen über eine dezentrale Hydraulikversorgung in Form einer Motor-Pumpen-Einheit inklusive Ventilblock sowie klassischen Aktuatoren. Betätigung und Lenkung werden vonseiten der Elektronik über eine Leistungssteuerung bedient. Für den Fall, dass ein Fehler ein Ausfahren im Normal EHA Subsystem verhindert, verfügt ESTER über eine zusätzliche dezentrale und unabhängige Notausfahr-Möglichkeit (Alternate Extension) in Form eines Alternate EHA. Dabei handelt es sich um eine zusätzliche Motor-Pumpen-Einheit, integriert in einem Aktuatorgehäuse. Die elektrischen Interfaces zum Flugzeug bestehen über eine +/- 270 V (Leistungselektronik) und 28 V (Ansteuerung) Gleichspannungsversorgung sowie einen Avionics Full Duplex Switched Ethernet (AFDX) Data Bus. Die Kinematik des Bugfahrwerks wird durch eine Reinstating Jury Brace und Gear Driven Doors (in BILD 3 nicht dargestellt) charakterisiert und stellt somit

eine Kombination der auf der vorigen Seite aufgeführten Konzepte 2) und 5) dar. Das Ziel dieser Kinematikanpassungen ist die weitere Einsparung von hydraulischen Komponenten und damit die Erhöhung der Attraktivität von EHAs am Fahrwerk (vgl. erster Absatz in diesem Kapitel).

### 3. KONZEPTFINDUNG IN ESTER INKL. REQUIREMENTS BASED ENGINEERING PROZESS

Die Entwicklung im Projekt ESTER folgt dem Requirements based Engineering (RBE) Prozess nach ARP4754A (Aerospace Recommended Practice – Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems).

#### 3.1. Requirements based Engineering Prozess

Die SAE-Richtlinie ARP4754A beschreibt die Entwicklung von Flugzeugsystemen unter Berücksichtigung der Flugzeugfunktionen und der Umweltbedingungen, unter denen ein Flugzeug betrieben wird. Dies beinhaltet die Validierung von Anforderungen (engl. Requirements) und die Verifikation der Designumsetzung zur Zertifizierung und Produktabsicherung [4]. RBE bezeichnet den Prozess der anforderungsbasierten Systementwicklung zur Vermeidung einer verfrühten Fokussierung auf die Detaillierung im Design. Außerdem wird Wert gelegt auf eine strukturierte Weitergabe der Anforderungen „top down“, d. h. vom Flugzeug ausgehend bis zur Einzelkomponente (vgl. BILD 4).

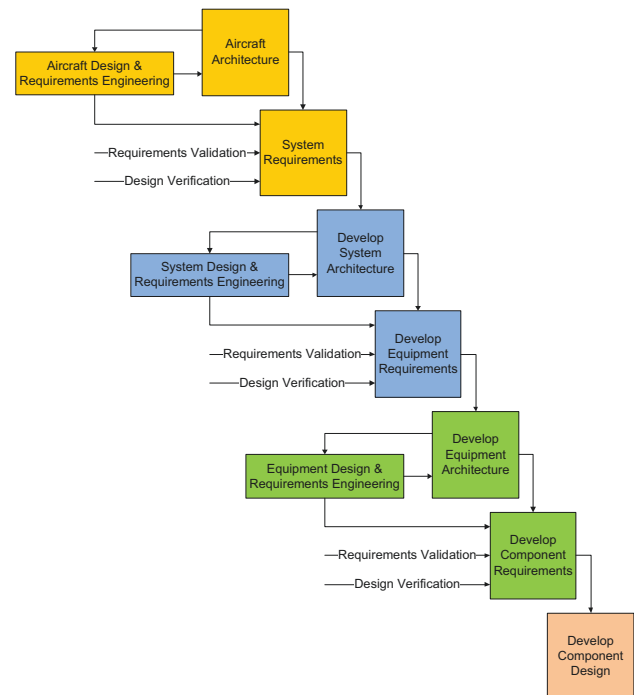


BILD 4. RBE Prozess

Beim RBE werden während des Designs der Architektur auf einem Level die Anforderungen für den nächstniedrigeren Level der Produktstruktur entwickelt. Vor Weitergabe an den nächsten Level werden die Requirements validiert und im Rahmen der Designverifikation deren Machbarkeit überprüft. Wenn die Validierung zum gegebenen Zeitpunkt noch nicht vollständig möglich ist, wird zumindest eine Risikoabschätzung bezüglich der Richtigkeit der Requirements durchgeführt.

Die Anwendung des RBE Prozesses reduziert die Risiken während der Entwicklung von Systemen und Komponenten durch die Identifikation und Validierung von Anforderungen in frühen Entwicklungsphasen. Requirements können an das Produkt, die Industrialisierung, den Betrieb und die Produktbetreuung gestellt werden. Durch das Arbeiten gemäß Luftfahrtstandards und Empfehlungen der ARP4754A wird zudem der Zertifizierungsprozess erleichtert [5].

### 3.2. Top-Level Requirements

Als Basis für die Entwicklung eines neuen Konzepts für die Betätigung und Lenkung eines Bugfahrwerks gemäß dem RBE Prozess, wie es im Projekt ESTER vorgesehen ist, müssen die funktionalen und von der möglichen Konzeptumsetzung unabhängigen Top-Level Requirements an das System „Bugfahrwerk“ aus Flugzeug-Sicht ermittelt werden (vgl. BILD 4). Neben den Anforderungen aus der Entwicklung konventioneller Flugzeugsysteme fließen Requirements mit in die Sammlung ein, die erst durch neuartige Konzepte infolge der Anwendung von elektrischen Antrieben eine Relevanz erhalten. Sei es durch die Tatsache, dass sie nur durch diese geänderten Konzepte erfüllt werden können oder dadurch, dass durch bekannte Probleme der Konzepte speziell auf die Erfüllung dieser Anforderungen geachtet werden muss.

Zur Ermittlung der Top-Level Requirements werden vorhandene Fahrwerks-Spezifikationen bereits entwickelter Flugzeuge sowie internationale Luftfahrt-Vorschriften wie die CS-25 (Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes) der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) und die DO-160 (Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment) der Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) herangezogen.

TAB 1 zeigt einen Ausschnitt aus der Sammlung der Anforderungen an ein Bugfahrwerk.

Req. No.	Requirement
<b>NLG General and Functions</b>	
NLG.Req.1	The NLG System shall be capable of being type certified in accordance with CS-25.
NLG.Req.2	The NLG System shall conduct the functions Nose Gear Extension/Retraction (Landing Gear Extension/Retraction System, LGERS), Nose Wheel Steering (Nose Wheel Steering System, NWSS) and Alternate Unlocking.
NLG.Req.5	The NLG System shall satisfy the specified system performance when subjected to TBD mass and inertia properties.
NLG.Req.6	The NLG System shall satisfy a minimum power density of TBD.
NLG.Req.7	The NLG System shall only consume energy from the Aircraft supply during operation.
NLG.Req.8	The NLG System shall withstand, without damage or deformation, the loads generated during pushback, towing, take-off, cruise, landing or any other expected Aircraft operation.
NLG.Req.9	The NLG System shall provide deploy and stowing functions of the NLG.
NLG.Req.10	The NLG System shall provide powered and unpowered steering modes satisfying pushback, towing, taxiing, take-off and flight phases.
NLG.Req.11	The NLG System shall provide normal locking and unlocking of the lock-stay assembly.
NLG.Req.12	The NLG System shall provide an alternative means to deploy the gear to a down and locked position.
<b>NLG Safety and Reliability</b>	
NLG.Req.19	Single failures of the NLG System, either at system or equipment level, shall not lead to catastrophic failure conditions and should not lead to hazardous failure conditions.
NLG.Req.21	Failure of one NLG System equipment or sub-function should not cause a failure of another one.
<b>NLG Environmental</b>	
NLG.Req.26	The NLG System equipment shall meet the low/high temperature requirements when tested in accordance with DO-160.

TAB 1. NLG Top-Level Requirements – Ausschnitt

### 3.3. ESTER Konzeptfindung

Im Projekt ESTER werden die in der Systemspezifikation zusammengefassten Requirements (Level L1) vom Aircraft an das NLG System als Eingangsgröße für das RBE verwendet. Diese Anforderungen basieren auf den Top-Level Requirements an ein Bugfahrwerk (vgl. Abschnitt 3.2), die Spezifikation ist jedoch umfangreicher und detaillierter, da ein Konzept für einen speziellen Anwendungsfall ermittelt wird. Dieser ist beispielsweise zusätzlich durch vorgegebene Lasten, Lebensdauervorgaben oder das elektrische Bordnetz charakterisiert.

Auf NLG System Level L2 werden eine Architekturbeschreibung erstellt, sowie die Anforderungen für die Equipments (vgl. Aufzählung in Kapitel 2) gesammelt. Die Umsetzung der Requirements im Design der einzelnen Equipments wird auf Level L3 beschrieben. Nur für den lokalen Computer am Fahrwerk (Control Unit) erfolgt eine weitere Untergliederung in die Komponenten Hardware und Software (vgl. BILD 5).

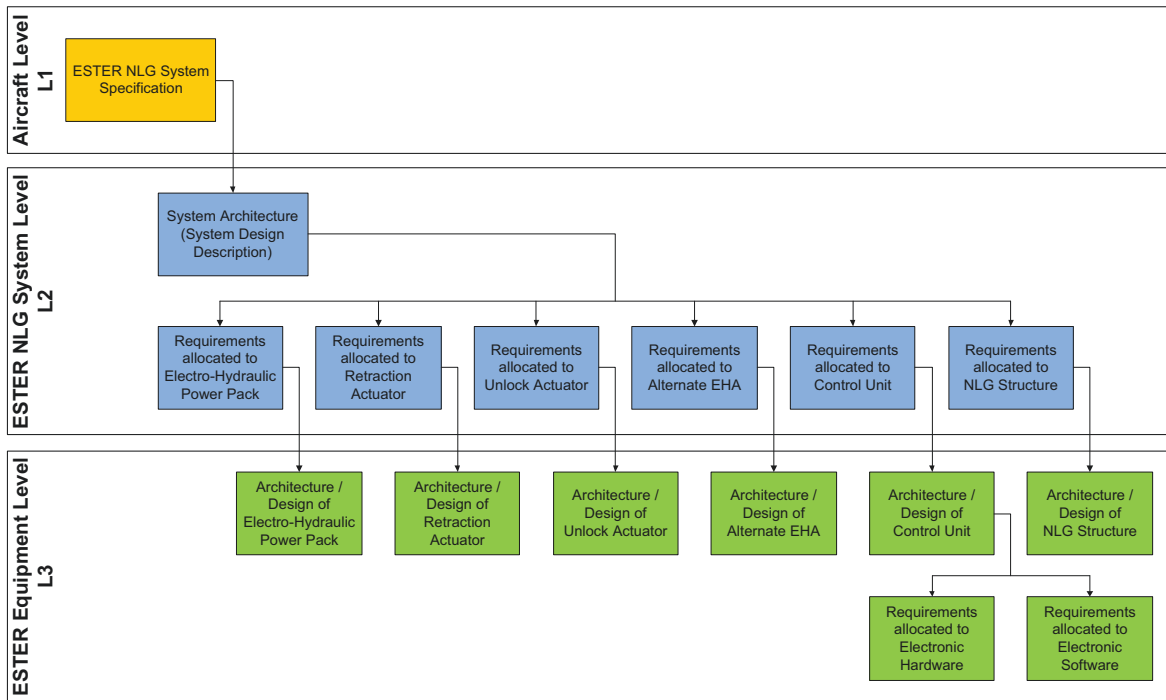


BILD 5. ESTER Requirements Breakdown Struktur

Beispielhaft wird das Vorgehen für die Level L1 und L2 anhand BILD 6 detaillierter beschrieben.

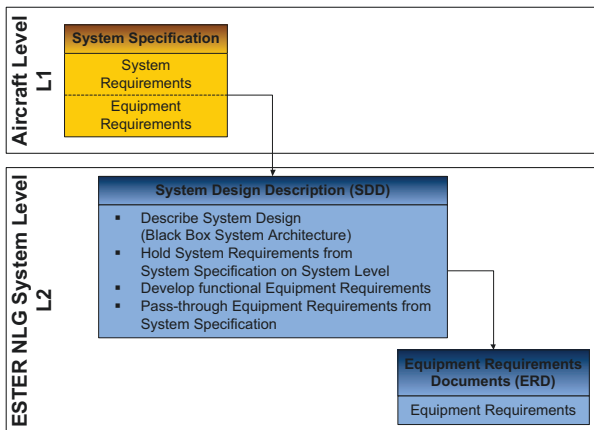


BILD 6. ESTER RBE Prozess für System und Equipment Design

Die ESTER Requirements werden auf NLG System Level in das Design umgesetzt, dabei entsteht eine Black Box System Architektur. Die Beschreibung erfolgt in der System Design Description (SDD). Die Anforderungen an das System werden auf diesem Level ohne Allokierung auf die Equipments gehalten. Allerdings werden im Zuge des System Designs funktionale Equipment Requirements formuliert, die die Equipments zur Sicherstellung der Systemfunktion erfüllen müssen.

Die Systemspezifikation mit den Anforderungen an das System kann in Einzelfällen auch Equipment Require-

ments enthalten, beispielsweise weil vom Aircraft Anforderungen an die Equipments über mehrere Systeme hinweg vorgegeben werden sollen. Diese werden zum Zwecke der Durchgängigkeit und Nachvollziehbarkeit in der SDD angezogen und unverändert auf das jeweilige Equipment allokiert. Das Equipment Requirements Document (ERD) enthält alle vom Equipment zu erfüllenden Anforderungen.

#### 4. BEWERTUNG DES EINSATZES VON ELEKTRO-HYDRAULISCHEN ANTRIEBEN AM FLUGZEUGFAHRWERK

Für die Beurteilung von EHAs am Flugzeugfahrwerk als Beitrag zum MEA wird ausgehend vom Projekt ESTER eine Analyse vorgenommen und darauf aufbauend ein Bewertungsschema erstellt.

##### 4.1. Vergleich MEA- und konventionelle Systeme

Aus bisherigen Untersuchungen zum More Electric Aircraft sind folgende Trends für alle Hauptsysteme des Flugzeugs, darunter auch das Fahrwerk, erkennbar [1]:

- 1) MEA Systeme sind schwerer als konventionelle Systeme, da schwere Leistungselektronik und schwere elektrische Antriebe notwendig sind, die in konventionellen Systemen nicht vorhanden sind.
- 2) MEA Systeme sind energieeffizienter, da elektrische Antriebe weniger Verluste erzeugen, Energie nur im Betrieb verbraucht wird und geringere Verluste zwischen Energiequelle und Endverbraucher auftreten.

Im Projekt ESTER wird nach der endgültigen Definition des Konzepts ein Vergleich mit den in Kapitel 2 genannten, in der Größe vergleichbaren konventionellen NLG Systemen unter folgenden Gesichtspunkten durchgeführt:

- Gewicht
- Sicherheit und Zuverlässigkeit
- Wartbarkeit
- Herstell- und Betriebskosten
- technisches Risiko

Für die quantitative Bewertung werden die im Folgenden aufgeführten Zielvorgaben an das ESTER Konzept gemacht. Die Werte sind als Größenordnungen anzusehen, da ein Benchmarking zu mehreren Referenzfahrwerken erfolgt.

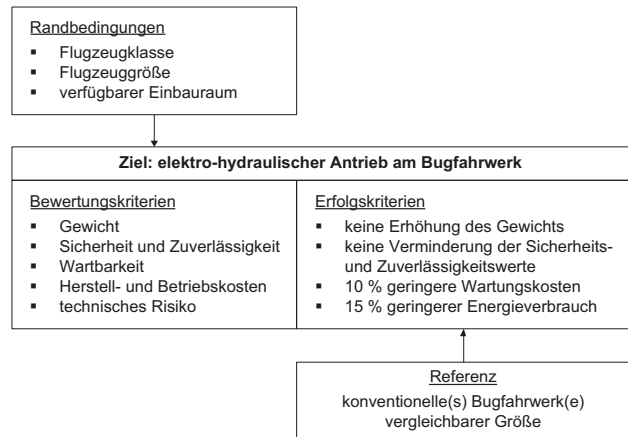
- 1) keine Erhöhung des Gewichts
- 2) keine Verminderung der Sicherheits- und Zuverlässigkeitswerte
- 3) 10 % geringere Wartungskosten: Diese Direct Maintenance Cost (DMC) sind ein Teil der DOCs (vgl. Punkt 2) in Kapitel 1).
- 4) 15 % geringerer Energieverbrauch des Fahrwerks im Flugzeugsystem

Der Vergleich wird auf NLG System-Ebene durchgeführt, kann aber nicht ausschließlich darauf beschränkt werden. Es sind die Einflüsse des neuartigen Konzepts auf die zwangsläufig beeinflusste Architektur des Flugzeugs mit in die Betrachtung einzubeziehen, um eine Aussage bezüglich der Verwertungsmöglichkeit eines EHAs am Bugfahrwerk eines Single-Aisle-Flugzeugs zu erhalten.

#### 4.2. EHA Bewertungsschema

Über den konkreten Anwendungsfall im Projekt ESTER hinaus wird ein Bewertungsschema erstellt, das die generelle Beurteilung zulässt, ob ein EHA am Bugfahrwerk unter gegebenen fixen Randbedingungen Anwendungspotential besitzt. Die relevanten Bewertungskriterien entsprechen zunächst den in Abschnitt 4.1 genannten Vergleichsgrößen, bevor im weiteren Verlauf eine Detaillierung vorgenommen und auch eine Gewichtung eingeführt wird.

Die ebenfalls in Abschnitt 4.1 aufgeführten quantitativen Vorgaben dienen als erste Erfolgskriterien bei der Bewertung. Zusammen mit den für die Luftfahrt klassischen Randbedingungen Flugzeugklasse, Flugzeuggröße und verfügbarer Einbauraum ergibt sich zusammenfassend folgendes schematisches Bewertungsschema (vgl. TAB 2).



TAB 2. EHA Bewertungsschema

Die Funktionalität der bewerteten Konzepte wird dabei durch die Erfüllung der Requirements an das Bugfahrwerk und die Einhaltung des RBE Prozesses vorausgesetzt (vgl. Abschnitte 3.1 und 3.2).

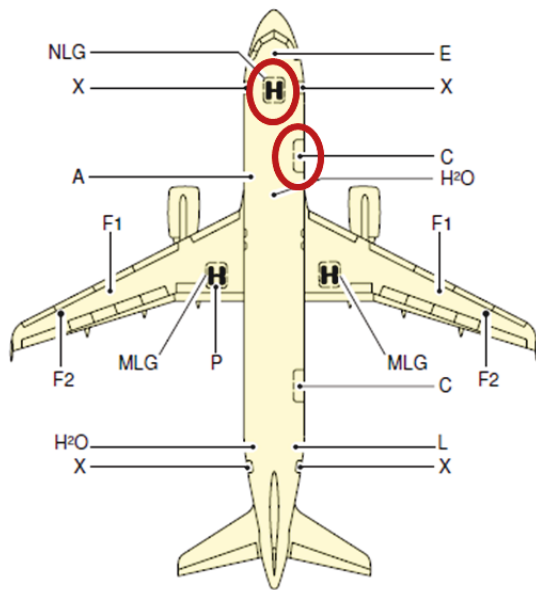
#### 5. WEITERES VORGEHEN

Auf Basis der Anforderungen an das System „Bugfahrwerk“ (vgl. Abschnitt 3.2) können losgelöst vom Projekt ESTER neue Konzepte mit elektro-hydraulischen Antrieben am Flugzeugfahrwerk entworfen werden. Dabei soll jedes Konzept gemäß dem Requirements based Engineering Prozess (vgl. Abschnitt 3.1) auf dem vollständigen Satz an ermittelten Top-Level Requirements basieren.

Für die Ermittlung neuer Konzepte bei der Anwendung von EHAs wird der Energieverbrauch des Bugfahrwerks im Flugzeugsystem als maßgebliche Größe gewählt. Dadurch kann der entscheidende Vorteil dieser Antriebsart, dass nämlich hydraulische Energie nur im Bedarfsfall erzeugt und damit auch nur dann elektrische Energie aus der Flugzeugversorgung entnommen wird, genutzt werden (vgl. Punkt 6) in Kapitel 1 und Kapitel 2).

Wenn die Einflüsse neuartiger Konzepte am Bugfahrwerk auf den Energieverbrauch des Flugzeugs verstanden und beurteilt sind, wird zur Untersuchung von Synergieeffekten auf Flugzeug-Ebene die Verschiebung der Systemgrenze betrachtet. Diese Analyse zur Bestimmung kombinierter Anwendungen für die EHA-Technologie erfolgt ebenfalls anhand der Verbrauchskurven des hydraulischen und elektrischen Flugzeugsystems unter dem Gesichtspunkt der Optimierung der Gesamtenergiebilanz am Flugzeug. Ebenso wird die räumliche Lage der Systeme, die für eine weitere Kombination von Funktionen in Frage kommen, im Flugzeug in Betracht gezogen.

Denkbare Kombinationen über die Systemgrenze des Fahrwerks hinweg sind die Anwendung eines EHAs für die Systeme Bugfahrwerk und Cargo Door (beispielhaft dargestellt in BILD 7) oder Hauptfahrwerk und High-Lift. Diese Systeme weisen jeweils eine gewisse räumliche Nähe auf und verbrauchen Energie sequentiell, da sie nie gleichzeitig in Betrieb sind.



LEGEND:

A	AIR CONDITIONING	L	LAVATORY
C	CARGO COMPT DOOR	MLG	MAIN LANDING GEAR
E	ELECTRICAL	NLG	NOSE LANDING GEAR
F1	FUEL (COUPLING)	P	PNEUMATIC
F2	FUEL (GRAVITY)	X	PASSENGER/CREW DOOR
H <sup>2</sup> O	POTABLE WATER		

BILD 7. Kombination Bugfahrwerk und Cargo Door (nach [6], S. 571)

**ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS**

AFDX	Avionics Full Duplex Switched Ethernet
ARP	Aerospace Recommended Practice
CS	Certification Specifications
d. h.	das heißt
DMC	Direct Maintenance Cost
DOC	Direct Operating Cost
EASA	European Aviation Safety Agency (Europäische Agentur für Flugsicherheit)
EHA	elektro-hydraulischer Antrieb
EMA	elektro-mechanischer Antrieb
ERD	Equipment Requirements Document
ESTER	Electro-Hydraulic Steering, Extension and Retraction System
IMA	Integrated Modular Avionics
LGERS	Landing Gear Extension/Retraction System
MEA	More Electric Aircraft
MLG	Main Landing Gear (Hauptfahrwerk)
NLG	Nose Landing Gear (Bugfahrwerk)
NWSS	Nose Wheel Steering System
RBE	Requirements based Engineering
Req.	Requirement
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
SDD	System Design Description
TBD	To Be Defined

**SCHRIFTTUM**

- [1] Faleiro, L. F.: *Trends towards a More Electrical Aircraft*. Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH & The Royal Aeronautical Society, 2004
- [2] Barbosa Jr., F.; Adade Filho, A.: *An Analysis of Electro-Hydrostatic Actuators in More Electric Aircrafts*. Divisão de Engenharia Mecânica, Instituto Tecnológico da Aeronáutica, S. Jose dos Campos, Brasil: 2008
- [3] Seung, T.: *Ultimate Power Optimizing for a 'Stand Alone' Landing Gear System of More Electric Aircraft (MEA)*. Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH & 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006
- [4] SAE Aerospace: *Aerospace Recommended Practice ARP4754 – Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems*. Rev. A, Dezember 2010
- [5] Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH: *Werknorm LAT1-0002 – Requirement Engineering (RE) Prozess*. Issue 01, Lindenberg: März 2013
- [6] Airbus S.A.S.: *A320 Airplane Characteristics for Airport Planning*. Blagnac, France: Mai 2011