

FOKUS ZUVERLÄSSIGKEIT – NEUE SYSTEM- UND ANTRIEBSKONZEpte FÜR HOCHAUFTRIEBSSYSTEME

B. Schievelbusch
Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH
Pfänderstraße 50-52
88161 Lindenberg
Deutschland

Zusammenfassung

Der Begriff „Zuverlässigkeit“ wird als technische Definition der Luftfahrt abgegrenzt vom umgangssprachlichen Gebrauch. Der Zusammenhang zwischen Zuverlässigkeit und Sicherheit wird an einem Fallbeispiel verdeutlicht. Die Projekte HIT-PCU und HIGHER-TE werden kurz vorgestellt.

1. BEGRIFFLICHE ZUORDNUNG

„Zuverlässigkeit“, „Verfügbarkeit“, „Sicherheit“ werden gern verwechselt

Die Sprache der Luftfahrt ist Englisch. Deshalb benutzen wir im täglichen deutschen Sprachgebrauch gern einen geläufigen englischen Begriff aus der Arbeitswelt der Flugzeugentwickler, und wir unterstellen, dass unser Gegenüber den Wortinhalt genau so definiert wie wir es tun.

Das ist aber keineswegs immer der Fall. Besonders die englischen Begriffe „Reliability“, „Availability“ und „Safety“ finden sich im gesprochenen wie geschriebenen Text als kunterbuntes Durcheinander wieder und häufig entstehen Missverständnisse einfach nur aus der ungenügend präzisen Begriffsdefinition.

Nun wären wir ja nicht in der Luftfahrt tätig, wüssten wir nicht, wo Abhilfe zu finden ist.

SAE ARP4761 bietet Definitionen, die uns mehr Klarheit bringen:

„AVAILABILITY: The probability, that an item is in a functioning state at a given point in time“

„RELIABILITY: The probability that an item will perform a required function under specified conditions, without failure, for a specified period of time“

Der Begriff der Zuverlässigkeit (Reliability) ist also enger gefasst, mit der Forderung nach fehlerfreier Funktion, der Konditionen und einer Zeitdauer.

Beide Definitionen beschreiben eine Wahrscheinlichkeit für die Einhaltung der Anforderungen, deshalb werden sie auch mit einem Maßsystem versehen, das der Mathematik entlehnt ist.

So werden die Eintrittswahrscheinlichkeiten bestimmter Fehlerzustände auf die Betriebszeit des Gesamtsystems (z.B. Flugstunde) bezogen, und nach Kategorien mit zulässigen Limits belegt, wobei die Kategorien wiederum

nach der Schwere der Folgen dieses Fehlers, seiner Kritikalität, bewertet sind (Minor, Major, Critical, Catastrophic)

Die schwerwiegendste Folge eines technischen Fehlers ist der Flugunfall.

„SAFETY“ ist also folgerichtig die Vermeidung von Flugunfällen durch Sicherheitsvorschriften (Designvorschriften), Kontrollen, Ausbildung und Training.

Technische Maßnahmen zur Erhöhung der Sicherheit betreffen z.B. die Architektur von Systemen, mit der Redundanz als der bekanntesten Maßnahme.

2. DER KONFLIKT ZWISCHEN „ZUVERLÄSSIGKEIT“ UND „SICHERHEIT“

- Sicherheit
- Pünktlichkeit
- Wirtschaftlichkeit
- Passagierkomfort
- Umweltschutz

Dies sind wichtigsten Anforderungen an das System Flugzeug. Jede dieser Anforderungen wird durch die Zuverlässigkeit eines Systems oder Gerätes beeinflusst. Mit Ausnahme der Sicherheit (safety first) können den Anforderungen wechselnde Prioritäten zugeordnet werden.

Betrachten wir ein Fallbeispiel

Ausfall des Landeklappensystems im Flug

Unser Flugzeug ist pünktlich und ohne Fehler gestartet. Im Reiseflug wird das Landeklappensystem nicht betätigt, ein Ausfall also nicht bemerkt. Beim Landeanflug aber erscheint die Fehleranzeige „Flap fault“.

- Sicherheit

Die Flight Deck Crew muss unter erhöhter Arbeitsbelastung (Pilot's workload) über Fortsetzung des Anfluges, Abbruch und erneuten Anflug oder Änderung des Zielflughafens entscheiden, das Anflugverfahren ändern, die Flugzeugkonfiguration anpassen (trim), mit

der Verkehrskontrolle den Abstand zum voraus fliegenden Flugzeug abstimmen usw. Diese erhöhte Arbeitsbelastung unter Zeitdruck hat unmittelbaren Einfluß auf den „Human Factor“ und führt zu einer Beeinträchtigung der Sicherheitsreserven.

– Pünktlichkeit

Nehmen wir an, der Zielflughafen muss nicht geändert werden, die Verkehrslage erfordert keine neue Platzrunde, dann ist der Flug pünktlich am Ziel

– Wirtschaftlichkeit

Die Fluggesellschaft wird die wirtschaftlichste Lösung des Problems anstreben, aber unter strikter Beachtung der Sicherheitsanforderungen.

Als Handlungsoptionen kommen in Betracht:

- Sofortige Reparatur am Zielflughafen (Ersatzteil vorhanden oder von einem Depot zugeführt)
- Überführungsflug zu einem Wartungsbetrieb (Werft)
- Weiterflug unter MMEL zu einem Flugplatz mit Wartungsmöglichkeit.

– Passagierkomfort

Mit derselben Annahme wie bei der Pünktlichkeit bleibt auch diese Anforderung ohne Beeinträchtigung.

– Umweltschutz

Und auch diese Anforderung bleibt ohne Beeinträchtigung, unterstellt man die Bedingung wie oben.

Wir erkennen aus dem Fallbeispiel, dass die Sicherheit negativ beeinflusst ist, es entstehen auch Kosten, während die übrigen nachrangigen Anforderungen unbeeinflusst bleiben.

Ein System mit schlechten Zuverlässigkeitswerten wird somit die Anforderung mit der höchsten Priorität – die Sicherheit – negativ beeinflussen.

Eine sicherheitserhöhende Maßnahme wäre hier ein höherer Grad an Redundanz. Aber jetzt kommt der Pferdefuß:

Je größer die Anzahl von Komponenten eines Systems, desto höher ist die Wahrscheinlichkeit, dass eine dieser Komponenten ausfällt. Das hat zur Folge, dass zwar ein Sicherheitsgewinn erzielt wird, aber die Zuverlässigkeit des Systems schlechter wird.

Die Flugzeugentwickler streben deshalb nach Systemen mit möglichst geringer Komplexität, die aber die Sicherheitsanforderungen erfüllen.

3. SYSTEMARCHITEKTUREN BEEINFLUSSEN ZUVERLÄSSIGKEITSZAHLEN

Am Segelflugplatz.

Passant: „Ich würde mich niemals in ein Segelflugzeug setzen, weil es keinen Motor hat!“

Segelflieger: „Was nicht da ist, kann nicht ausfallen“

Passant „Ja, aber der Motorflieger kann ja auch notlanden!“

Segelflieger: „Der Motorflieger macht eine Sicherheits- oder Notlandung, unter Stress, mit einem Fluggerät, das nur bedingt hierfür geeignet ist, und oft in ungeeignetem Gelände, weil keine Zeit war, ein Landefeld zu suchen. Der Segelflieger ist immer auf eine Außenlandung (nicht Notlandung!!) vorbereitet und sein Flugzeug ist dafür besser geeignet.“

Was macht die unterschiedliche Beurteilung der Systeme durch Passant und Segelflieger aus?

Der Passant geht von einem Normalfall mit störungsfreiem Betrieb einer komplexen, aber auch zuverlässigen Maschine aus. In seiner Erfahrung fehlt der Sonderfall einer technischen Störung, deshalb betrachtet er ihn nicht.

Der Segelflieger hingegen hat die Erfahrung besonderer Situationen, und er weiß auch um die Unterschiede bei deren Beherrschbarkeit in den unterschiedlichen Systemen, er kann sie deshalb analysieren.

So wie der Segelflieger durch analytische Betrachtung die Kritikalität von technischen Fehlern beurteilen kann, so kann auch der Reliability-Engineer eine Systemarchitektur bezüglich der Erfüllung der Zuverlässigkeitssanforderungen mit geeigneten Tools überprüfen und bewerten.

Die wichtigste Forderung lautet immer: Die Sicherheit des Fluges (safe continued flight and safe landing) darf nicht mehr als zulässig beeinträchtigt werden.

Zur Überprüfung dieser Forderung spielt der Reliability Engineer in dem entworfenen System alle Fehlerszenarien nach Fehlerart und -häufigkeit durch und ermittelt die Wahrscheinlichkeit des Auftretens. Die Fehlerwahrscheinlichkeit des Systems muss dabei der geforderten Kritikalität entsprechen. Zusätzlich werden die Auswirkungen des Fehlers auf das Flugzeug ermittelt und klassifiziert. Dies wird als FMEA (Failure Mode and Effect Analysis) bezeichnet.

Die Fehlerwahrscheinlichkeiten der Systemkomponenten sind als Standardwerte aus Handbüchern verfügbar, aber auch z.B. aus den statistischen Aufzeichnungen der Reparaturabteilung.

4. INNOVATIVES SYSTEMKONZEPT „HIT-PCU“ UND „HIGHER-TE“

4.1. A320 Landeklappen Antriebseinheit (Referenzgerät)

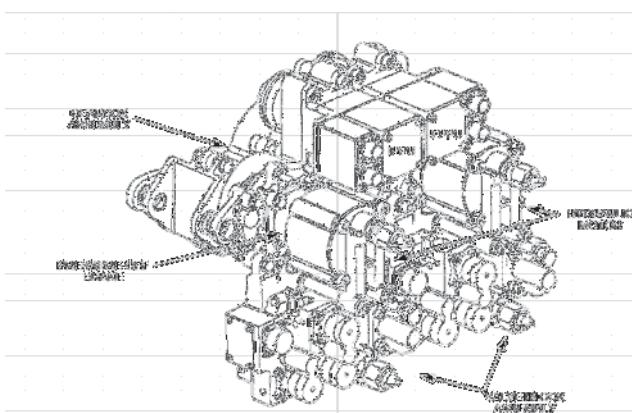


BILD 1. Zentrale Landeklappen-Antriebseinheit des Airbus A320

Die zentrale Antriebseinheit des Landeklappensystems im Airbus A320 besteht aus 2 hydraulischen Motoren, 2 Motorbremsen, 2 Hydraulik-Ventilblöcken und 2 Positionssensoren. Die Antriebsleistungen der Motoren werden in einem drehzahlsummierenden Differentialgetriebe addiert und an den Transmissionswellenstrang weitergeführt.

Jeder hydraulische Antrieb wird von einem elektronischen Controller gesteuert und überwacht.

Alle elektrischen und hydraulischen Komponenten sind redundant ausgeführt, die mechanischen sind einfach vorhanden.

Bei Ausfall eines Antriebsstranges kann die Antriebseinheit bei vollem Drehmoment noch 50% der Wellendrehzahl bereitstellen.

Die Drehzahl des Antriebs wird über eine Verluststeuerung kontrolliert und ist nicht laststeif.

Die aufgenommene hydraulische Leistung ist proportional zur Drehzahl, unabhängig von der Last.

4.2. Das Laborerprobungssystem „HIT-PCU“

4.2.1. Der Projektverbund

Im Jahr 2007 begann ein Verbund der Partner

- Airbus Deutschland, Standort Bremen
- EADS IW
- Wittenstein aerospace & simulation
- Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

mit der Definition und Entwicklung eines alternativen Antriebskonzepts.

Das Projekt wird im Rahmen des nationalen

Forschungsprogramms LuFo IV abgewickelt und wird vom BMWi gefördert. Die Projekträgerschaft obliegt dem DLR Bonn.

Dieses Projekt verfolgt folgende Ziele

- Wechsel von hydraulischer zu elektrischer Antriebsenergie
- Verringerung der Komplexität
- Erhalt oder Verbesserung der Zuverlässigkeit
- Verbesserte Leistung bei Ausfall einer Energieversorgung

Dazu sind folgende Arbeitsschritte notwendig

- Auswahl des optimalen Konzepts
- Bau eines Funktionsdemonstrators
- Erprobung in einem Prüfstand
- Vergleich mit dem Referenzgerät und Bewertung

Die Arbeitsteilung im Verbund ist nachfolgend grob skizziert:

Airbus

- Verbundführer
- Spezifikation
- Prüfstand und Integration im System
- Test
- Technologiebewertung

EADS-IW

- Konzept des Antriebs
- Fehlerbetrachtungen

Wittenstein aerospace & simulation

- Auslegung, Konstruktion und Bau der Antriebseinheit

Liebherr-Aerospace Lindenberg GmbH

- Auslegung, Konstruktion und Bau der Motorelektronik
- Vorintegration Motor und Elektronik
- Unterstützung der Testkampagne

4.2.2. Das neue Konzept

4.2.2.1. Antriebseinheit

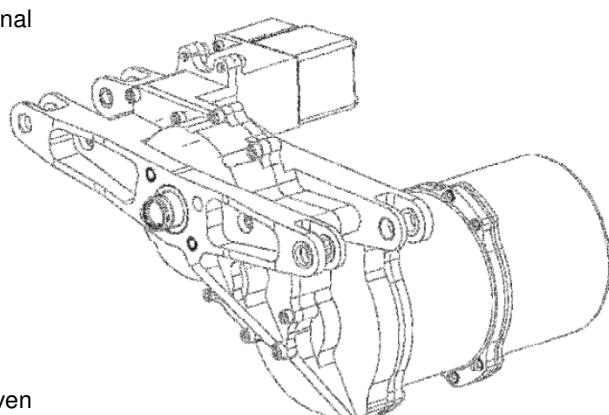


BILD 2. Intern redundanter Landeklappenantrieb

Die technische Innovation des neuen Konzepts beruht im

Wesentlichen auf einer neuen Bauweise des Elektromotors. Dieser besteht nämlich eigentlich aus 3 unabhängigen Motoren, die jedoch räumlich so ineinander integriert sind, dass nur eine Welle und ein Gehäuse erforderlich sind.

Der Motor hat getrennte Sternpunkte, einen für jede Spule.

Für die Kommutierung wird die Rotorposition über RVDT und Hallsensoren erfasst. Dieses ist eine Maßnahme, um im Erprobungsbetrieb beide Optionen erproben zu können.

Zur Überwachung der Betriebstemperatur sind Temperatursensoren integriert.

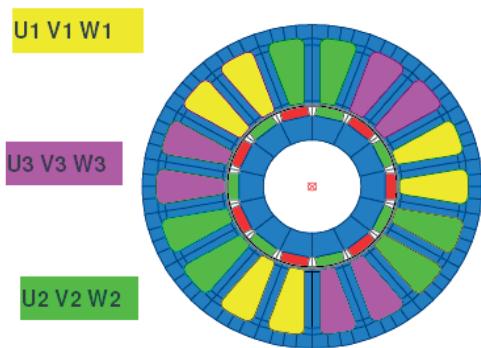


BILD 3. Anordnung der Motorwicklungen auf einem Spulenkörper

Diese Bauweise ermöglicht es, die Topologie der Antriebseinheit deutlich zu vereinfachen

- Das Getriebe ist ein einfaches Stirnradgetriebe anstelle eines Differentialgetriebes.
- Es wird nur eine Motorbremse benötigt, allerdings mit redundanter Magnetspule

Unter Ausnutzung dieser Vorteile entstand eine Konstruktion mit folgenden Merkmalen

Der Antrieb besteht aus einem intern 3fach redundanten Elektromotor, einer Motorbremse mit 2 Magnetspulen, einem redundanten Positionssensor und einem Stirnradgetriebe.

Der Elektromotor wird von einem intern redundanten elektronischen Controller geregelt und überwacht

Die elektrischen Komponenten sind intern redundant ausgeführt, die mechanischen sind einfach vorhanden.

Bei Ausfall eines Antriebsstranges kann die Antriebseinheit bei vollem Drehmoment die volle Wellendrehzahl bereitstellen.

Die Drehzahl des Antriebs wird elektronisch geregelt und ist laststeif.

Die aufgenommene elektrische Leistung ist proportional zur Abtriebsleistung.

4.2.2.2. Kontroll- und Leistungselektronik

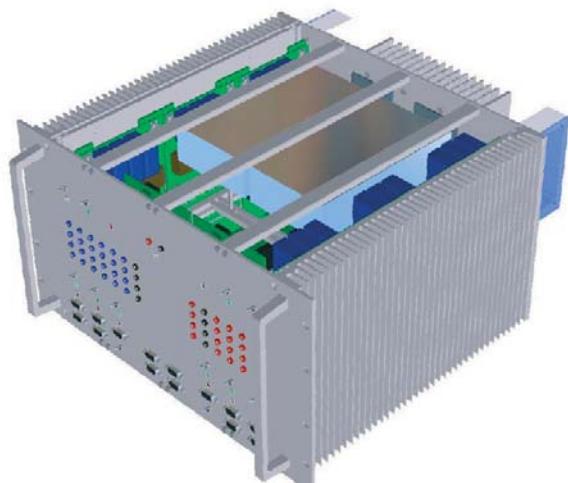


BILD 4. Kontroll- und Leistungselektronik (Laborerprobungsgerät)

Wie der Motor, so hat auch die Kontroll- und Leistungselektronik eine Architektur mit interner Redundanz. Während die Kontrollfunktionen 2fach redundant vorhanden sind, sind die Leistungsteile – analog zum Motor- 3fach vorhanden.

Das System wird aus 2 Energienetzen gespeist. Deshalb wird eine interne Umschalteinheit zum Energiemanagement benötigt. Die Bauart dieser Umschalteinheit ist bisher für Luftfahrtanwendungen nicht zugelassen.

Technische Innovation findet sich neben der Architektur auch in der verwendeten elektronischen Hardware.

Es werden so genannte „Field Programmable Gate Array“ (FPGA) verwendet. Ihre Vorteile gegenüber Prozessoren sind die höhere Funktionsgeschwindigkeit, besserer Ausnutzungsgrad und leichterer Ersatz bei einer so genannten „Obsolescence“ Situation.

Diese Bauteile sind bisher für Luftfahrtanwendungen nicht zugelassen.

Ein weites Optimierungsfeld in Leistungselektroniken ist der thermische Haushalt. Auch bei hocheffizienten Bauteilen entstehen durch die Verlustwärme „Hot Spots“. Aufgrund der Einbaubedingungen kann es damit zu örtlichen Überhitzungen kommen, die den Betrieb des Systems beeinträchtigen und damit seine Zuverlässigkeit herabsetzen können.

4.2.3. Stand der Arbeiten (Juni 2009)

Etwa 2,5 Jahre nach Projektbeginn befinden sich die Demonstratoren im Bau. Sowohl die Antriebseinheit, die Kontroll- und Leistungselektronik wie auch die Prüfstände

sind in der Fertigungs- und Montagephase.

Die Integrationsarbeiten werden im September 2009 beginnen.

Die letzte Phase des Projekts kann also voraussichtlich rechtzeitig zum Projektende abgeschlossen werden.

4.3. Das Flugerprobungssystem „HIGHER-TE“

Im Laufe der Entwicklungsarbeiten zur HIT-PCU zeichneten sich in den Potentialanalysen Vorteile ab, die das Projektteam motivierten, in einem weiteren Vorhaben die technische Reife des Antriebssystems auf einen flugfähigen Demonstrator anzuheben.

Diese Absicht wird mit dem Projektstart „HIGHER-TE“ seit Jahresbeginn 2009 umgesetzt.

Das Projektziel ist, eine flugfähige Einheit für Flugversuche in einem Airbus A320 im Jahre 2012 zugelassen zu haben.

Mit diesem technologischen Reifegrad ist dann eine endgültige Technologiebewertung möglich.

4.3.1. Stand der Arbeiten

Nach der Definitionsphase und der Erstellung der notwendigen Spezifikationen tritt das Projekt jetzt in die Auslegungs- und Entwurfsphase ein.