

EINE SKALIERBARE PLATTFORM FÜR SICHERHEITSKRITISCHE, AUTOMATISCHE FLUGSTEUERUNGSSYSTEME DER ALLGEMEINEN ZIVILLUFTFAHRT

S. Hesse, R. Reichel, S. Görke, L. Dalldorff*

Institut für Luftfahrtsysteme, Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 27, Deutschland

*Stemme AG, Flugplatzstraße F2 Nr.7, Strausberg, Deutschland

Zusammenfassung

Im nationalen Luftfahrtforschungsprojekt LAPAZ wird ein automatisches Flugsteuerungssystem für eine neue Generation von Luftarbeitsflugzeugen entwickelt. Gegenstand dieses Beitrags ist die fehlertolerante Plattform des Flugsteuerungssystems. Diese wird modular aufgebaut, skalierbar sowie konfigurierbar und somit leicht anpassbar an neuartige Aufgaben sein.

Im Rahmen dieses Beitrags werden nach einem Überblick zum Projekt LAPAZ die zentralen plattformrelevanten Anforderungen an das Flugsteuerungssystem hergeleitet. Im Anschluss wird auf Basis eines generischen Architekturansatzes die Topologie der Plattform abgeleitet sowie das Energieversorgungskonzept dargestellt. Eine detaillierte Betrachtung wesentlicher Module und Aggregate verdeutlicht zum Abschluss das Einfließen von Plattformanforderungen in das Design der Einzelkomponenten.

1. DAS PROJEKT LAPAZ – LUFTARBEITSPLATTFORM FÜR DIE ALLGEMEINEN ZIVILLUFTFAHRT

1.1. Motivation

Für vielfältige Aufgaben, unter anderem in Geoexploration, Umwelt-, Katastrophenschutz, Fischerei-, Küsten- und Grenzüberwachung, besteht weltweit ein steigender Bedarf an leistungsfähigen, effizienten und kostengünstigen Luftarbeitsflugzeugen. Auch bei langen Missionen müssen sie vorgegebene Flugprofile selbständig, hochpräzise und reproduzierbar abfliegen, und auch in Boden- oder Hindernisnähe sicher manövrieren können. Problem heutiger Arbeitsflugzeuge ist deren Größe, die oft mehrköpfige Besatzung und die damit verbundenen Kosten. Um Luftarbeit sicherer, effizienter und kostengünstiger durchzuführen, und damit auch neue Anwendungsgebiete erschließen zu können, wären speziell entwickelte, einmotorige Arbeitsflugzeuge mit ca. 1t Abfluggewicht und Nutzlasten zwischen 100-300kg wesentlich geeigneter. STEMME entwickelt solche Flugzeuge, es fehlen aber die für die Luftarbeit benötigten, hochzuverlässigen, automatischen Flugsteuerungssysteme mit voller Steuerautorität um alle Achsen.

1.2. Stand der Wissenschaft und Technik

Hochzuverlässige, automatische Flugsteuerungssysteme für den Einsatz in Luftarbeitsflugzeugen, die die Anforderungen für die angestrebten Anwendungen erfüllen, existieren heute weltweit noch nicht. Regelsysteme von Geschäfts-, Verkehrs- und Militärflugzeugen verfügen entweder nicht über die erforderlichen Funktionalität, oder sind zu schwer und zu

teuer. Kommerzielle Autopiloten für kleine Sportflugzeuge erfüllen die Forderungen an Dynamik, Funktionalität, Zuverlässigkeit und Präzision bei weitem nicht.

1.3. Projektziel

Im Rahmen des Projektes LAPAZ soll ein hochzuverlässiges, automatisches Flugsteuerungssystem mit voller Steuerautorität für eine neue Generation von Luftarbeitsflugzeugen entwickelt, in einen Motorsegler „Stemme S6“ integriert und Mitte des Jahres 2010 im Flug (unter Permit to Fly) demonstriert werden.



BILD 1. Motorsegler „Stemme S6“ (Erstflug Nov. 2006)

Neben dem funktionellen Nachweis soll der fliegende Demonstrator auch zeigen, dass die Anforderungen an ein solches Flugsteuerungssystem zu marktgerechten Kosten erfüllt werden können.

1.4. Projektpartner

Das Projekt LAPAZ besteht aus drei wesentlichen, speziell aufeinander abzustimmenden Komponenten. Jeder

Projektpartner trägt in seinem speziellen Kompetenzbereich seinen Teil zum Gesamtprojekt bei.

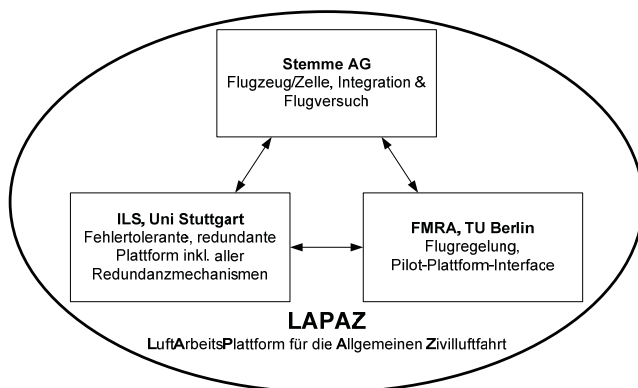


BILD 2. LAPAZ - Projektpartner und Komponenten

2. ZENTRALE ANFORDERUNGEN AN DAS LUFTARBEITSFLUGZEUG

2.1. Manueller Flug

Im manuellen Flug steuert der Pilot das Flugzeug über die bereits vorhandenen Steuerorgane, bestehend aus dem Gestänge für Ruder und Klappen, dem Leistungshebel der Engine, den manuellen Steuereingang des Prop-Speed-Reglers zur direkten Vorgabe des Propelleranstellwinkels und den Trimmaktuator.

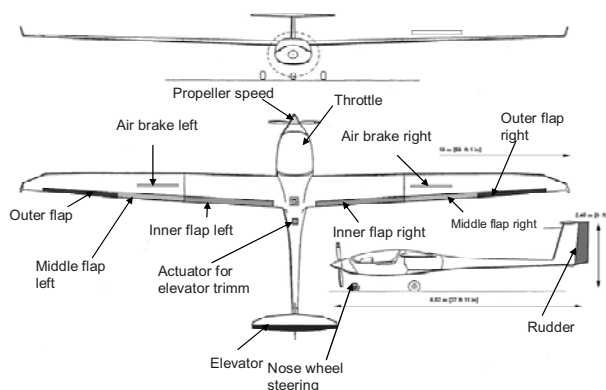


BILD 3. Steuerorgane der manuellen Steuerung

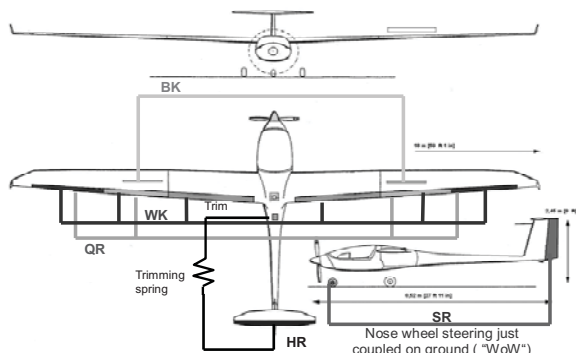


BILD 4. Kopplungen der manuellen Steuerung

Da der manuelle Flug Teil des Missionsprofils eines Luftarbeitsflugzeuges ist und insbesondere als Rückfallposition in Situationen wie dem plötzlichen Auftauchen von Hindernissen oder Ausfall der automatischen Steuerung (nach Ausfall von n Systemkomponenten) dient, muss die manuelle Steuerung vollständig erhalten und funktionstüchtig bleiben und der Pilot muss jederzeit in der Lage sein das Flugzeug mittels der manuellen Steuerung zu kontrollieren.

2.2. Automatischer Flug

Im automatischen Flug soll das Flugsteuerungssystem das Flugzeug zum einen mittels Aktuatoren, die in das vorhandene Gestänge eingreifen, zum anderen mittels Ansteuerung vorhandener Steuerorgane der manuellen Steuerung kontrollieren (siehe BILD 5 und BILD 6).

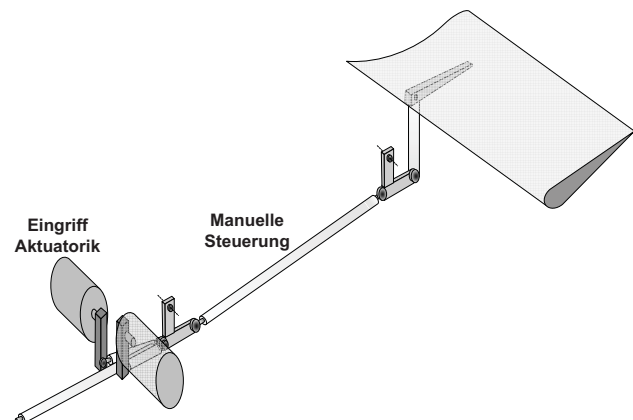


BILD 5. Eingriff der Aktuatorik des Flugsteuerungssystems in das Gestänge der manuellen Steuerung

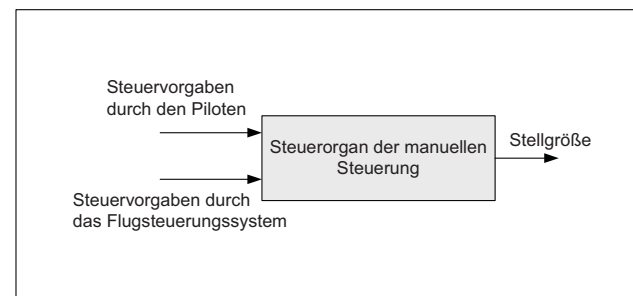


BILD 6. Ansteuerung von Steuerorganen der manuellen Steuerung durch das Flugsteuerungssystem

Die Grundlage zur Ermittlung der funktionsgetriebenen Anforderungen an das Flugsteuerungssystem bilden die folgenden Missionsprofile für den automatischen Flug [1].

- 1) Zielflug: Überführungsflüge oder Flüge in das Missionsgebiet oder aus dem Missionsgebiet hinaus
- 2) Scan pattern: Georeferenziertes „Abscannen“ eines Missionsgebietes nach einem bestimmten vordefinierten Muster
- 3) Georeferenziertes Beobachten von Linien: Überwachung von Straßen, Eisenbahnlinien, Flüssen, Pipelines
- 4) Georeferenziertes Beobachten von Punkten: Überwachung von Stadien, Kraftwerken, Flugplätzen.

- 5) Low Level Flight (LLF): Georeferenzierte Arbeitsflüge mit präziser Sollhöhenvorgabe (für Geoexploration, 300ft > HGND \geq 30ft)
- 6) Automatischer Start: Automatischer Start nach manueller Ausrichtung (ferngesteuert oder durch Pilot) auf der Startbahn (soll in einer späteren Serie nicht zertifiziert werden)
- 7) Automatische Landung: Automatische Landung inkl. Ausrollen, anschließend manuelles Taxi (soll in einer späteren Serie nicht zertifiziert werden)

Während des automatischen Fluges muss der Pilot in der Lage sein, Vorgabewerte zu kommandieren und den aktuellen Zustand des Flugsteuerungssystems zu kontrollieren. Dazu ist ein Auto Flight Control Panel (AFCP) erforderlich.

2.3. Zulassungsbasis

Die Basis für eine Zertifizierung des Luftarbeitsflugzeuges ist die Zulassungsvorschrift EASA CS-23 Class I [2].

3. ZENTRALE PLATTFORMRELEVANTE ANFORDERUNGEN AN DAS FLUGSTEUERUNGSSYSTEM

3.1. Funktionsgetriebene Anforderungen

Die funktionsgetriebenen Anforderungen an das Flugsteuerungssystem können aufgabenspezifisch in Anforderungen an die Systemfunktionen Auto Flight Control und Fast Decouple unterteilt werden.

3.1.1. Systemfunktionen Auto Flight Control

Die Steuerung des Flugzeuges im automatischen Flug ist Aufgabe der Systemfunktion Auto Flight Control (SFu AFC). Basierend auf den zuvor definierten Missionsprofilen des Luftarbeitsflugzeuges muss die SFu AFC folgende Stellgrößen mit voller Autorität kommandieren können [1].

- Ausschlag des Höhenruders
- Ausschlag des Seitenruders
- Ausschlag des Querruders
- Ausschlag der Wölbklappe
- Ausschlag der Bremsklappe
- Position der Höhenrudertrimmung
- Schub

Für alle Ruder und Klappen erfolgt diese Ansteuerung mittels Aktuatoren, die in das bestehende Gestänge eingreifen, wohingegen die Position der Höhenrudertrimmung über den Trimmakuator der manuellen Steuerung umgesetzt wird. Den Schub soll das Flugsteuerungssystem über den „Const-Speed“ Eingang des vorhandenen Prop-Speed-Reglers und einem am Leistungshebel der Engine angreifenden Aktuator steuern.

Eine weitere Aufgabe der SFu AFC ist die geordnete Übergabe der Steuerung des Flugzeuges an den Piloten. Wenn das Flugsteuerungssystem ausfallbedingt nicht mehr in der Lage ist das Flugzeug entsprechend der Missionsvorgaben zu steuern, soll dies dem Piloten signalisiert (Take Control Signal) und ein sicherer

Flugzustand eingenommen werden. Der Pilot kann daraufhin die Kontrolle über das Flugzeug mittels der im anschließenden Abschnitt beschriebenen Systemfunktion Fast Decouple übernehmen.

Die einzelnen Funktionen der SFu AFC sollen in diesem Beitrag nicht näher betrachtet werden.

3.1.2. Systemfunktion Fast Decouple

Im Gegensatz zu am Markt verfügbaren, klassischen Autopilotensystemen dieser Flugzeugklasse ist bei diesem Flugsteuerungssystem ein Überdrücken der im Eingriff befindlichen Aktuatorik für den Piloten nicht möglich. Dennoch muss der Pilot in der Lage sein jederzeit, sicher und mit minimalem zeitlichem Verzug die volle Steuerrautorität zu erlangen. Die Gewährleistung dieser Funktionalität ist Aufgabe der Systemfunktion Fast Decouple (SFu FAD). Basierend auf den Eingriffen des Flugsteuerungssystems in die manuelle Steuerung ergeben sich zwei zentrale Anforderungen an die SFu FAD.

- 1) Sichere mechanische Entkopplung aller in die manuelle Steuerung eingreifender Aktuatoren bei FAD = aktiv.
- 2) Sichere Übergabe der vollen Steuerrautorität für Prop-Speed-Regler und Trimmakuator an den Piloten bei FAD = aktiv.

3.1.3. Funktionelle Anforderungen an die Energieversorgung

Die Energieversorgung des Flugsteuerungssystems soll so ausgelegt werden, dass alle Systeme des Flugzeuges über sie betrieben werden können. Da bauräumbedingt nur ein Generator vorgesehen ist, muss dessen Ausfall sicher durch das Flugsteuerungssystem erkannt und anschließend die Kontrolle des Flugzeuges geordnet an den Piloten übergeben werden. Für die Zeit vom Ausfall des Generators bis zur Übernahme durch den Piloten muss die Energieversorgung des Flugsteuerungssystems sichergestellt sein.

3.2. Zulassungsgetriebene Anforderungen

Für die betrachtete Flugzeugklasse gelten gemäß [3] für die Auftretenswahrscheinlichkeit eines fatalen (engl. Catastrophic, CAT) Unfalls verursacht durch Failure Conditions (Fehlereffekte auf Systemebene, FE_SYS) und den Development Assurance Level (DAL) folgende Anforderungen.

- 1) $P\{(FE_SYS_{(i)} \rightarrow CAT) / h\} < 1 \cdot 10^{-6}$
- 2) $P\left\{\bigcup_i^{Alle} [(FE_SYS_{(i)} \rightarrow CAT) / h]\right\} < 1 \cdot 10^{-5}$
- 3) DAL C

Für das hier zu entwickelnde automatische Flugsteuerungssystem existieren genau zwei Fehlereffekte auf Systemebene, welche zu einem fatalen Unfall führen können.

- 1) Die korrekte Funktion der SFu AFC kann nicht mehr gewährleistet werden (FE_AFC).
- 2) Die korrekte Funktion der SFu FAD kann nicht mehr gewährleistet werden (FE_FAD).

Somit gilt:

- 1) Zulassungsgetriebene Anforderungen an das Flugsteuerungssystem (inkl. Energieversorgung)
 - a) $P\{(FE_AFC \rightarrow CAT) / h\} < 1 \cdot 10^{-6}$
 - b) $P\{(FE_FAD \rightarrow CAT) / h\} < 1 \cdot 10^{-6}$
 - c) DAL C
- 2) Zulassungsgetriebene Anforderungen an alle restlichen Systeme (RE_SYS) des Flugzeuges
 - a) $P\{(FE_RE_SYS_{(i)} \rightarrow CAT) / h\} < 1 \cdot 10^{-6}$
 - b) $P\left\{\bigcup_i^{Alle} [(FE_RE_SYS_{(i)} \rightarrow CAT) / h]\right\} < 8 \cdot 10^{-6}$

3.3. Missionsgetriebene Anforderungen

Für das automatische Flugsteuerungssystem gilt gemäß [1] für die Auftretenswahrscheinlichkeit eines Missionsabbruches (engl. Mission Abort) folgende Anforderung.

$$P\left\{\bigcup_i^{Alle} [(FE_AFCS_{(i)} \rightarrow Mission_Abort) / h]\right\} < 1 \cdot 10^{-3}$$

3.4. Zusätzliche Anforderungen

Gemäß [1] soll das hier zu entwickelnde Flugsteuerungssystem hinsichtlich Sicherheit und Funktionalität leicht an neue Aufgabengebiete anpassbar sein.

3.5. Ergänzende Anforderungen für den Demonstrator

Bezüglich der Umsetzung der Anforderungen an das Flugsteuerungssystem ergeben sich für den Demonstrator teilweise zusätzliche, aber auch abweichende Anforderungen. Die Wesentlichen sollen hier kurz erläutert werden.

3.5.1. Systemfunktion Fast Decouple des Demonstrators

Zur Minimierung des Qualifikationsaufwandes für den fliegenden Demonstrator soll dieser unter Permit to Fly betrieben werden. Um dennoch ein Maximum an Sicherheit bei der Flugerprobung zu gewährleisten, soll die SFu FAD unabhängig vom Redundanzmanagement des Flugsteuerungssystems realisiert werden.

3.5.2. Auto Flight Control Panel des Demonstrators

Da im Hinblick auf Funktionalität und Sicherheit derzeit kein kommerziell vertriebenes AFCP verfügbar ist und die

Anforderungen an die Funktionalität für ein späteres Produkt LAPAZ noch nicht vollständig spezifiziert sind, soll ein AFCP, welches ausschließlich für den Betrieb des Demonstrators ausgelegt ist, entwickelt werden. Dabei können alle Anforderungen, welche für eine spätere Qualifikation erforderlich sind, vernachlässigt werden.

3.5.3. Aktuatoren des Demonstrators

Um den Entwicklungsaufwand zu minimieren, soll für alle Klappen und Ruder der gleiche Aktuator verwendet werden. Abweichende Anforderungen bezüglich der Drehmomente und Dynamik zwischen den einzelnen Klappen und Rudern werden bei der Auslegung und Umsetzung der Hebellängen zwischen Aktuatorantrieb und Eingriff in das bestehende Gestänge berücksichtigt.

4. PLATTFORMDESIGN

4.1. Plattformkonzept

Die zentrale Aufgabe der Plattform ist die Sicherstellung der Funktionalität der Systemfunktionen des Flugsteuerungssystems. Unter Berücksichtigung der oben definierten Verfügbarkeitsanforderungen ist somit die Entwicklung einer fehlertoleranten, redundanten Plattform erforderlich, wobei die Forderung nach einer leichten Anpassbarkeit an neue Aufgabengebiete konzeptionell wie folgt berücksichtigt werden muss.

- 1) Die Plattform muss skalierbar in Funktionalität und Sicherheit sein.
- 2) Der Plattformkern muss unabhängig von der jeweiligen Anwendung sein.
- 3) Das Redundanzmanagement muss auf eine andere Plattform übertragbar sein.

Während Punkt 1 hauptsächlich strukturelle Anforderungen an den Topologieansatz der Plattform stellt, fließen Punkt 2 und 3 vorrangig in den Entwurf der Softwarestruktur ein.

4.1.1. Generischer Topologieansatz

Die Forderung nach Skalierbarkeit legt eine dezentrale, modulare Plattform, welche durch einfaches Hinzufügen weiterer Module skalierbar hinsichtlich Funktionalität und Sicherheit ist, nahe. Dies wiederum erfordert einen hoch effizienten Systembus, welcher eine maximale Offenheit der Plattform ermöglicht.

4.1.1.1. Basiskomponenten

Basis des hier vorgestellten Topologieansatzes sind das Modul „Core Processing Module“ (CPM), das Modul „Input Output Module“ (IOM), das Modul „Power Distribution Module“ (PDM), der FlexRay Bus (FlexRay) und die Aggregate.

- CPM: Das CPM ist ein Duplexrechner bestehend aus den Lanes A und B und weist gegenüber internen Fehlern ein striktes Fail/Passive Verhalten¹ auf. Die

¹ Fail/Passive Verhalten: Tritt ein Fehler in der betrachteten Komponente auf, so wird dieser Fehler sicher erkannt und die Komponente sicher passiviert (gilt nicht für Designfehler).

Aufgabe des CPM ist das Management der Plattform und die Berechnung aller Algorithmen der Flugregelung.

- IOM: Das IOM ist ein Duplexrechner bestehend aus den Lanes A und B und weist gegenüber internen Fehlern ein striktes Fail/Passive Verhalten auf. Die Aufgabe des IOM ist die Plattformankopplung von Aggregaten, welche kein FlexRay Interface besitzen.
- PDM: Das PDM ist ein Duplexrechner bestehend aus den Lanes A und B und weist gegenüber internen Fehlern ein striktes Fail/Passive Verhalten auf. Die Aufgabe des PDM ist das Energiemanagement der Plattform.
- FlexRay: Der FlexRay Bus ist ein deterministischer Systembus, welcher internen aus zwei Kanälen aufgebaut ist und dank seiner Offenheit die einfache Anbindung weiterer Busteilnehmer erlaubt.
- Aggregate: Aggregate sind Sensoren oder Aktuatoren. Verfügt ein Aggregat über ein FlexRay Interface, so wird diese als Smart bezeichnet.

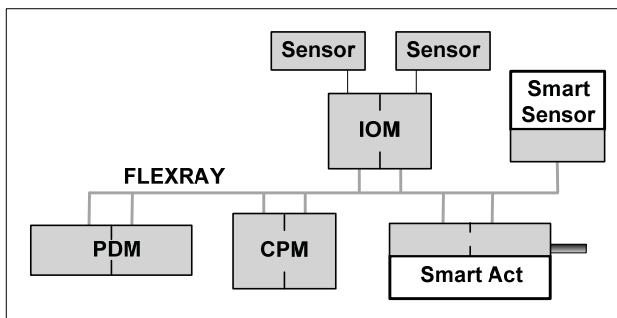


BILD 7. Basiskomponenten des Topologieansatzes

4.1.1.2. Skalierbarkeit bezüglich Sicherheit

Eine System basierend auf einer Plattform gemäß BILD 8 weist in Anlehnung an die Sicherheitsbetrachtungen in [4] eine Auftretenswahrscheinlichkeit eines fatalen Unfalls verursacht durch Fehlereffekte auf Systemebene von

$$P\left\{\bigcup_i^{Alle} [(FE_SYS_{(i)} \rightarrow CAT) / h]\right\} < 1 \cdot 10^{-4}$$

bei striktem Fail/Passive (F/P) Verhalten auf.

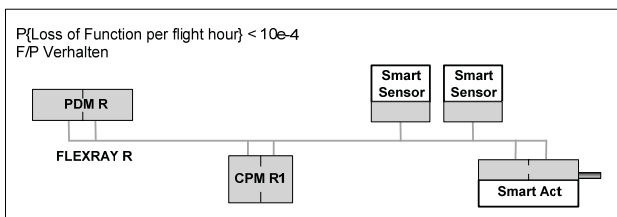


BILD 8. Plattformtopologie $P_{Loss} < 10^{-4}/h$

Durch Hinzufügen einer zweiten Plattformseite bestehend aus gleichen Komponenten bei gleichzeitig klarer Segregation bezüglich der Kommunikation und Energieversorgung ist die Plattform hinsichtlich der Sicherheit im Bereich

$$P\left\{\bigcup_i^{Alle} [(FE_SYS_{(i)} \rightarrow CAT) / h]\right\} < 1 \cdot 10^{-7...9}$$

skalierbar (siehe BILD 9 und BILD 10). Dabei weist die in BILD 10 dargestellte Plattform ein striktes F/O – F/O – F/O – F/P Verhalten² auf. Da jedes CPM stets über alle Sensoren und Aktuatoren verfügen soll, muss das CPM an die FlexRay Busse beider Seiten angekoppelt werden.

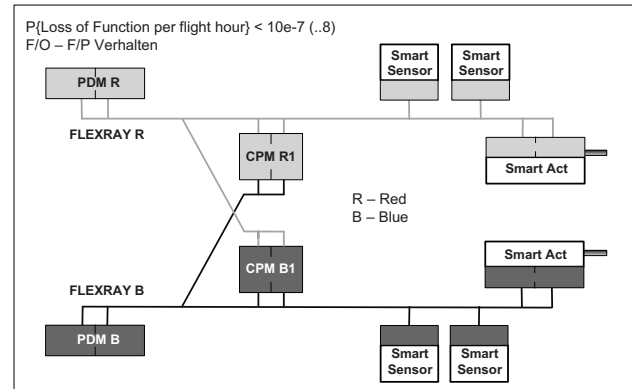


BILD 9. Plattformtopologie $P_{Loss} < 10^{-7..8}/h$

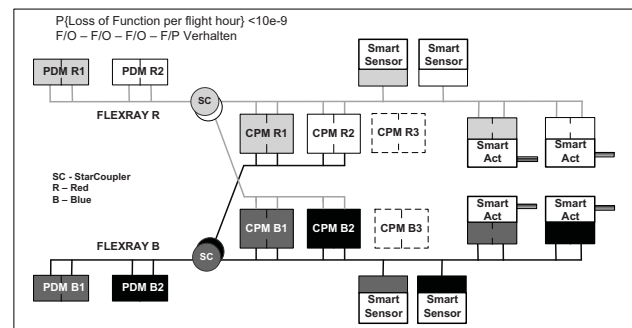


BILD 10. Plattformtopologie $P_{Loss} < 10^{-9}/h$

4.1.1.3. Skalierbarkeit bezüglich Funktionalität

Durch Hinzufügen neuer Aggregate und Integration der zugehörigen funktionspezifischen Algorithmen auf dem CPM lässt sich die Plattform bezüglich ihrer Funktion skalieren (siehe BILD 11 und BILD 12).

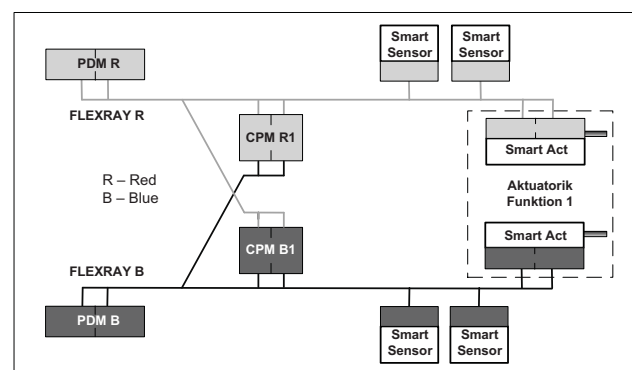


BILD 11. Plattformtopologie mit Funktion 1

² F/O – F/O – F/O – F/P Verhalten: Fail/Operational – Fail/Operational – Fail/Operational – Fail/Passive Verhalten – Alle ersten drei Fehler werden sicher erkannt und das System bleibt voll funktionsfähig. Jeder vierte Fehler wird sicher erkannt und das System wird sicher passiviert (gilt nicht für Designfehler).

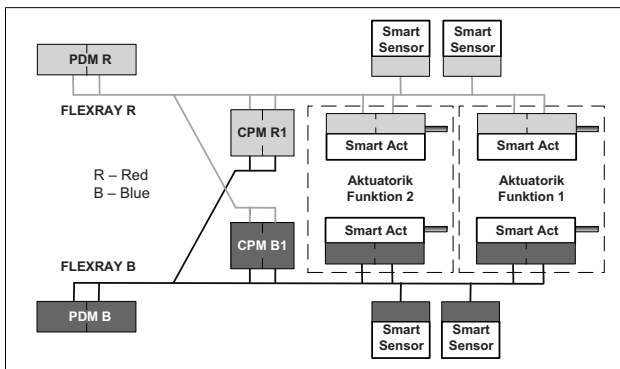


BILD 12. Plattformtopologie mit Funktion 1&2

4.1.2. Softwarelayer

Wie in Abschnitt 4.1 gezeigt, muss

- 1) der Plattformkern, welcher aufgrund des gewählten Topologieansatzes aus den Plattformmodulen CPM, IOM und PDM besteht, unabhängig von der jeweiligen Anwendung und
- 2) das Redundanzmanagement auf eine andere Plattform übertragbar sein.

Während der erste Punkt eine klare Trennung zwischen Redundanzmanagement und anwendungsspezifischer Software (Regleralgorithmen) fordert, kann Punkt zwei mittels konfigurierbaren und modellbasierten Redundanzmanagementssoftware abgedeckt werden. Die hier skizzierte Softwarestruktur erfüllt beide Anforderungen.

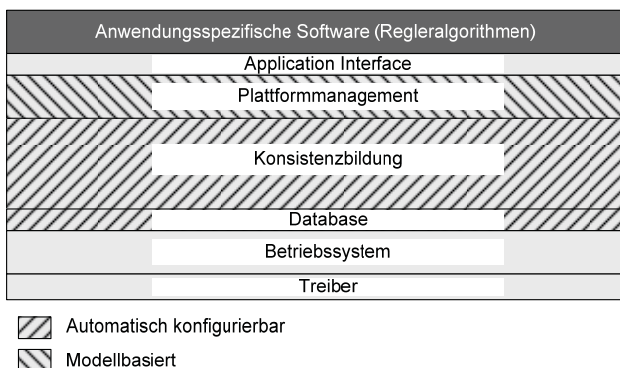


BILD 13. Skizze: Struktur Plattformsoftware

Für alle Module der Plattform (CPM, IOM und PDM) wird die gleiche Softwarestruktur verwendet (siehe BILD 13). Wesentliche Punkte hierbei sind:

- Alle konsistenzbildenden Softwaremodule sind vollständig automatisch konfigurierbar.
- Das Plattformmanagement ist modellbasiert und somit an neue Topologien leicht anpassbar.
- Ein standardisiertes Softwareinterface (Application Interface) sorgt für eine klare Trennung zwischen Redundanzmanagementssoftware und anwendungsspezifischer Software.

4.1.3. Plattformtopologie LAPAZ

Basierend auf den zulassungsbedingten Anforderungen an die SFu AFC und SFu FAD ergibt sich die

Plattformtopologie des Projektes LAPAZ in Anlehnung an BILD 9. Dabei gilt es zusätzlich zu beachten:

- 1) Da derzeit keine für diese Anwendung geeigneten Aktuatoren und Sensoren mit FlexRay Interface verfügbar sind, ist ein IOM für jede Plattformseite erforderlich.
- 2) Da sich das Energiemanagement auf reine Überwachungsaufgaben, die auch vom IOM übernommen werden können, beschränkt, ist kein PDM erforderlich.
- 3) Zur Umsetzung der redundanzmanagement-unabhängigen SFu FAD ergeben sich zentrale Anforderungen an das Design der einzelnen Komponenten und die Energieversorgung der Plattform.
 - a) Da das AFCP nicht redundanzmanagement-unabhängig ist, muss ein zusätzliches Pilot-Plattform-Interface zur Realisierung der SFu FAD vorgesehen werden. Dieses Interface soll nach dem Ruhestromprinzip ausgelegt werden (FAD-Signal = Low Voltage → FAD = aktiv).
 - b) Alle Aktuatoren, die in die manuelle Steuerung eingreifende müssen über eine elektromechanische Kupplung, welche stromlos sicher öffnet, verfügen.
 - c) Dem Trimmaktuator muss eine redundanzmanagementunabhängige Kontrolleinheit (TrimControl), die bei FAD = aktiv eine sichere Übergabe der Steuerautorität an den Piloten gewährleistet, vorgeschaltet werden.
 - d) Dem Prop-Speed-Regler muss eine redundanzmanagementunabhängige Kontrolleinheit (PropSpeedControl), die bei FAD = aktiv eine sichere Übergabe der Steuerautorität an den Piloten gewährleistet, vorgeschaltet werden.
 - e) Es sind redundanzmanagementunabhängige Kontrolleinheit, die bei FAD = aktiv die Energieversorgung der elektromechanischen Kupplungen der Aktuatoren sicher deaktiviert, vorzusehen.

Die detaillierte Ermittlung der Plattformtopologie bezüglich der Sensoren und Aktuatoren erfolgt insbesondere für die Sensoren mittels Quervergleich des erforderlichen Redundanzgrades und der am Markt verfügbaren Komponenten. Aufgrund des Umfangs soll diese Thematik in einem anderen Beitrag behandelt werden.

Die Plattformtopologie des Projekts LAPAZ ist in BILD 14 und BILD 15 dargestellt.

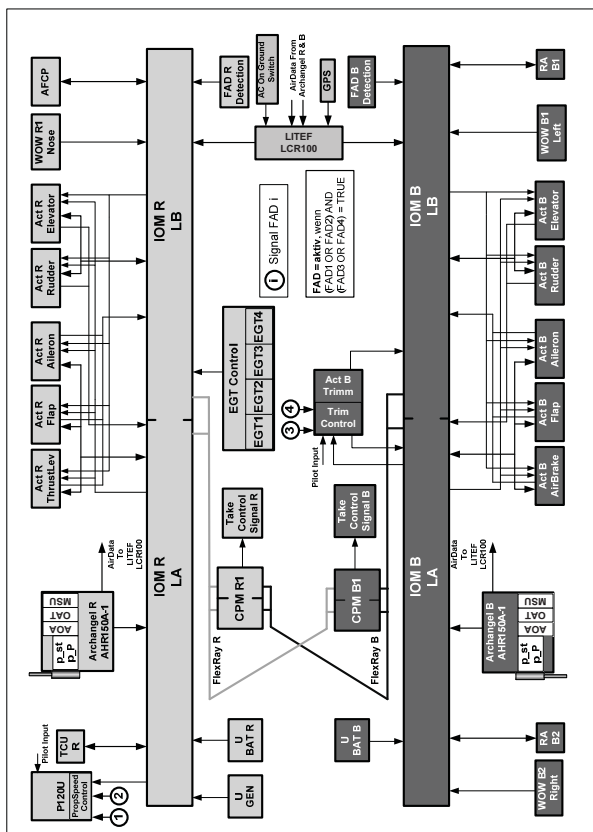


BILD 14. Plattformtopologie LAPAZ (Kommunikation)

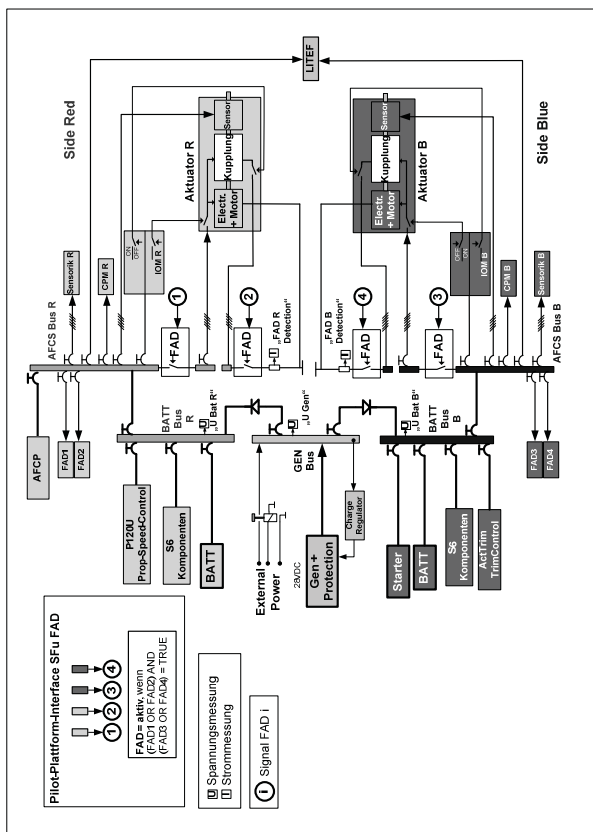


BILD 15. Plattformtopologie LAPAZ (Energieversorgung)

4.1.4. Konsistenz innerhalb der Plattform

Gemäß [5] ist die elementare Herausforderung beim Betrieb der Redundanzen des zentralen Plattformkerns (hier CPM R1 und CPM B1) die Anforderung, dass alle Aktuatoren so angesteuert werden sollen wie es in einem fehlerfreien Simplexsystem der Fall wäre. Im Projekt LAPAZ wird dies über einen sogenannten Master/Slave Algorithmus realisiert.

4.2. Zentrale Plattformkomponenten

Zum Abschluss des Beitrages soll kurz auf die Module CPM und IOM sowie die Aktuatoren des Projektes LAPAZ näher eingegangen werden.

4.2.1. Module IOM und CPM

Das Konzept der dezentralen, modularen Plattform umfasst verschiedene Hardwaremodule (hier CPM und IOM), deren grundsätzlicher Aufbau gleich ist (BILD 16).

- 1) Standardisierte CPU-Platine (BILD 17)
 - Symmetrisch aufgebaut aus zwei simularen Lanes (Lane A/B)
 - Realisierung aller modulübergreifenden Funktionen (Querkommunikation zwischen den Lanes, FlexRay, etc.)
 - Mittels Buchsenleiste mit der IO-Platine verbunden
- 2) Modulspezifische IO-Platine
 - Realisierung aller modulspezifischen Funktionen (modulspezifische Interfaces)
 - Realisierung der Energieversorgung des Moduls
 - Führt alle Signale über den Modulstecker nach außen

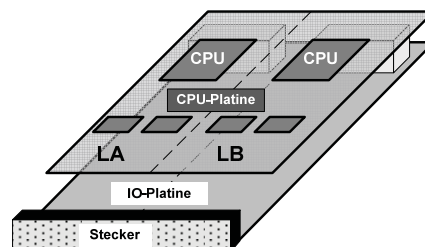


BILD 16. Aufbau der Module CPM und IOM

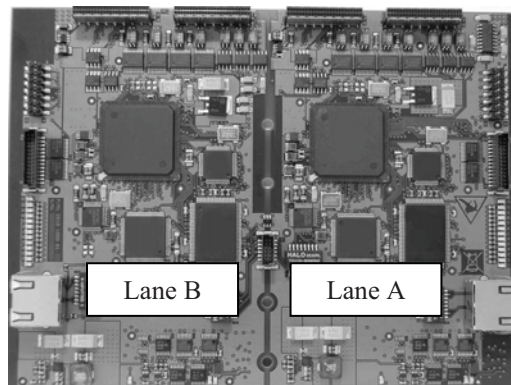


BILD 17. CPU-Platine

4.2.2. Aktuatoren

Der im Projekt LAPAZ verwendete Aktuator ist zweigeteilt realisiert worden.

- 1) Aktuatormechanik, bestehend aus
 - Motor
 - Getriebe
 - Elektromechanischer Kupplung
 - Sensoren
- 2) Aktuatorelektronik, bestehend aus
 - Leistungselektronik
 - Komponenten zur Versorgung und Auswertung der Sensoren
 - Komponenten zur sicheren Passivierung fehlerhaft erkannter Aktuatoren durch das Redundanzmanagement

In BILD 18 ist der Aktuator schematisch dargestellt. Die Aktuatormechanik zeigt BILD 19.

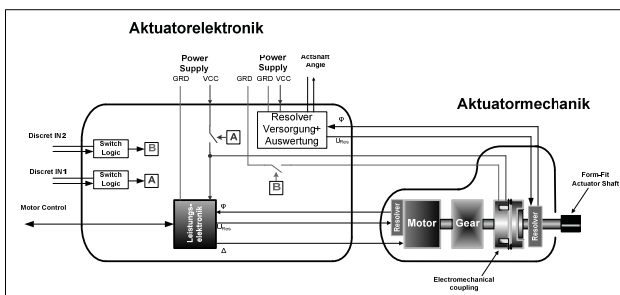


BILD 18. Aktuator LAPAZ



BILD 19. Aktuatormechanik LAPAZ

ABKÜRZUNGEN

AFCP	Auto Flight Control Panel
CAT	Catastrophic
CPM	Core Processing Module
DAL	Development Assurance Level
F/O	Fail/Operational
F/P	Fail/Passive
FAD	Fast Decouple
FlexRay	FlexRay Bus
IOM	Input Output Module
LLF	Low Level Flight
PDM	Power Distribution Module
SFu AFC	Systemfunktion Auto Flight Control
SFu FAD	Systemfunktion Fast Decouple

ABBILDUNGEN

- Bild 1 Motorsegler „Stemme S6“ (Erstflug Nov. 2006)
- Bild 2 LAPAZ - Projektpartner und Komponenten
- Bild 3 Steuerorgane der manuellen Steuerung
- Bild 4 Kopplungen der manuellen Steuerung
- Bild 5 Eingriff der Aktuatorik des Flugsteuerungssystems in das Gestänge der manuellen Steuerung
- Bild 6 Ansteuerung von Steuerorganen der manuellen Steuerung durch das Flugsteuerungssystem
- Bild 7 Basiskomponenten des Topologieansatzes
- Bild 8 Plattfortopologie $P_{Loss} < 10^{-4}/h$
- Bild 9 Plattfortopologie $P_{Loss} < 10^{-7..8}/h$
- Bild 10 Plattfortopologie $P_{Loss} < 10^{-9}/h$
- Bild 11 Plattfortopologie mit Funktion 1
- Bild 12 Plattfortopologie mit Funktion 1&2
- Bild 13 Skizze: Struktur Plattformsoftware
- Bild 14 Plattfortopologie LAPAZ (Kommunikation)
- Bild 15 Plattfortopologie LAPAZ (Energieversorgung)
- Bild 16 Aufbau der Module CPM und IOM
- Bild 17 CPU-Platine
- Bild 18 Aktuator LAPAZ
- Bild 19 Aktuatormechanik LAPAZ

SCHRIFTTUM

- [1] F. Schindler: „LAPAZ – Top Level Specifications“, Stemme AG, Strausberg 2008
- [2] N.N.: „Certification Specification for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes CS-23“, EASA, Brüssel 2003
- [3] N.N.: „Advisory Circular AC No.23.1309-1C“, Federal Aviation Administration, 1999
- [4] M. Armbruster: „Eine fahrzeugübergreifende X-by-Wire Plattform zur Ausführung umfassender Fahr- und Assistenzfunktionen“, Dissertation, Stuttgart noch nicht veröffentlicht
- [5] R. Reichel et al.: „X-by-Wire Plattform für Fahrzeuge als Basis für Fly-by-Wire Systeme in der General Aviation?“, DGLR Jahrestagung, Darmstadt 2008