

ENTWURF DES FLY-BY-WIRE SEGELFLUGZEUGPROTOTYPEN FS36

M. Habermann, Akademische Fliegergruppe Stuttgart e.V., 70569 Stuttgart, Deutschland

J. F. Santosa, Akademische Fliegergruppe Stuttgart e.V., 70569 Stuttgart, Deutschland

M. Haberzettl, Akademische Fliegergruppe Stuttgart e.V., 70569 Stuttgart, Deutschland

C. Kurz, Institut für Luftfahrtsysteme, Universität Stuttgart, 70569 Stuttgart, Deutschland

Zusammenfassung

Im Gegensatz zur Großluftfahrt erhielt die Fly-by-Wire Technologie bisher - mit wenigen Ausnahmen - keinen Einzug in die Allgemeine Luftfahrt. Dabei bietet diese Technologie nennenswerte Vorteile bezüglich Flugsicherheit, Bauraum im Tragflügel und Systemgewicht. Da insbesondere im Segelflugzeugbau hohe Anforderungen an einen kompromisslos ausgelegten, möglichst kleinen Tragflügelentwurf mit hohen laminaren Laufstrecken bestehen, ist erhebliches Potential für eine Leistungssteigerung vorhanden. Außerdem erschließen sich durch den, aufgrund des Wegfalls mechanischer Steuerstangen, größeren verfügbaren Bauraum neue Möglichkeiten. Ein Beispiel ist der Einsatz von im Segelflug bisher wenig verbreiteten Hochauftriebshilfen. Dies sind die Grundgedanken der fs36, einem Fly-by-Wire Segelflugzeugprototypen, den die Akademische Fliegergruppe Stuttgart aktuell entwickelt. Die Autoren stellen den Systementwurf sowie die Konzeption der fs36 vor und zeigen, wie durch den Entwurf als Wortmannklappenflugzeug der 18m-Klasse der FAI (Fédération Aéronautique Internationale) gezielt Vorteile bezüglich der Flugsicherheit, Tragflügelstruktur und Flugleistung ausgenutzt werden.

Keywords

Luftfahrt, Segelflugzeug, Fly-by-Wire, Hochauftriebshilfe, Wortmannklappe, variable Flügelgeometrie, Prototyp, General Aviation

I. FORMELZEICHEN

c_a Auftriebsbeiwert

c_w Widerstandsbeiwert

ε Gleitverhältnis

II. ABKÜRZUNGEN

AC Advisory Circular: Interpretationsmaterial der Federal Aviation Administration

Akaflieg Akademische Fliegergruppe

BFU Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung

CAN-FD Controller Area Network Flexible Data-Rate

CPM Computing Module (zentraler Rechner)

CS22 Bauvorschrift für Segelflugzeuge und Motorsegler

CS23 Bauvorschrift für Motorflugzeuge

DAL Development Assurance Level

EMA Elektromechanischer Aktuator

FAI Fédération Aéronautique Internationale

FbW Fly-by-Wire

FCL Flight-Control-Law

FH Flugstunden

Flaperon Kombination aus Wölbklappe und Querruder

GNSS Global Navigation Satellite System

IAG Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

IFR Institut für Flugregelung, Universität Stuttgart

ILS Institut für Luftfahrtsysteme, Universität Stuttgart

IOM Input/Output-Module

SAM Smart Actuator Module

1. MOTIVATION

Die Verwendung eines Fly-by-Wire (FbW) Flugsteuerungssystems weist zahlreiche Vorteile gegenüber der herkömmlichen Ansteuerung der Steuerflächen über mechanische Steuerstangen auf. Diese lassen sich in die Hauptaspekte Flugsicherheit und Flugleistung unterteilen.

1.1. Flugsicherheit

In der Segelfliegerei stellen eine unkontrollierte Fluglage sowie Zusammenstöße zwischen Flugzeugen die Hauptursachen tödlicher Unfälle dar [1]. Ein Großteil der Unfälle in der Allgemeinen Luftfahrt ist auf Segelflugzeuge und kleine Flugzeuge mit Kolbenmotor zurückzuführen.

Die Wahrscheinlichkeit eines tödlichen Unfalls im Segelflug ist im Vergleich zu anderen Flugzeugkategorien jedoch niedriger [2]. Dies ist zum einen darauf zurückzuführen, dass der Notausstieg per Fallschirm in der Segelfliegerei ein etabliertes Notverfahren darstellt. Zum anderen wurden in den letzten Jahren Verbesserungen im Bereich der passiven Sicherheit, wie der Entwicklung von besseren, crashsicheren Cockpits [3] erzielt. Um die Anzahl tödlicher Unfälle weiter zu reduzieren, sind aktive Sicherheitsmaßnahmen ein vielversprechendes Mittel. Diese können, wie in der Großluftfahrt, durch Maßnahmen wie etwa einer Stall-Protection oder Envelope-Protection umgesetzt werden. Durch ein Fly-by-Wire System lassen sich diese Protections implementieren und im Segelflug erproben.

1.2. Flugeistung

Ein Fly-by-Wire System besitzt bezüglich des Bauraums in den Tragflügeln geringere Bauraumanforderungen als konventionelle Ansteuerungen über mechanische Steuerstangen. Dies ermöglicht den Einsatz von im Segelflug bisher wenig verbreiteten Auftriebshilfen, wie etwa der sogenannten Wortmannklappe. Diese erhöht die Flügelfläche und Profilwölbung, wodurch ein höherer Maximalauftrieb erzeugt werden kann. Außerdem kann durch mehrere unabhängige Flaperons je Flügel in jedem Flugzustand eine optimale Auftriebsverteilung eingestellt werden.

2. PRINZIPIEN DES WORTMANNKLAPPEN-FLUGZEUGS

2.1. Wortmannklappe

Bei der Wortmannklappe handelt es sich um eine spaltfrei ausfahrende Fowlerklappe. Die Klappe ist mit einem Flaperon ausgestattet und fährt auf einer Schienenkulisse ein und aus. Die Übergänge von Flügelhülle zu Klappe und Flaperon sind wie im Segelflugzeugbau üblich mit flexiblen Mylarbändern glatt abgedichtet. Das Konzept ist in Abb. 1 und 2 dargestellt. Durch das Ausfahren der Klappe erhöht sich die Profiltiefe um 14%. Außerdem vergrößert sich die Profilwölbung.



Abbildung 1: Flügelquerschnitt mit ausgefahrener Wortmannklappe



Abbildung 2: Flügelquerschnitt mit eingefahrener Wortmannklappe

2.2. Auslegungspunkt

Der Leistungssegelflug besteht aus zwei Flugphasen, welche stark widersprüchliche Anforderungen an die Profilaerodynamik stellen. Dies ist zum einen der Langsamflug in Thermik, bei welchem möglichst zeiteffizient Höhe gewonnen werden soll. Dazu ist ein möglichst hoher maximaler Auftriebsbeiwert $c_{a,max}$ notwendig. Die zweite Flugphase ist der sogenannte Vorflug zwischen Thermikgebieten, bei welchem mit hoher Geschwindigkeit und möglichst hohem Gleitverhältnis $\varepsilon = c_a/c_w$ große Strecken zwischen Aufwinden zurückgelegt werden. Außerdem ergibt sich für den Vorflug die Forderung nach einer möglichst kleinen Flügelfläche, beziehungsweise einer möglichst hohen Flächenbelastung, um bei gegebenem c_a möglichst schnell vorfliegen zu können. Aufgrund dieser Randbedingungen muss über einen extrem breiten c_a -Bereich ein niedriger Widerstandsbeiwert c_w realisiert werden. Gerade im Segelflug besteht daher ein großes Potential für eine variable Flügelgeometrie. Im Kreise der Akademischen Fliegergruppen wurde dies bereits in der Vergangenheit in mehreren Projekten erprobt. So setzte unter anderem der Prototyp SB11 der Akaflieg Braunschweig eine Wortmannklappe ein. Das Potential des Konzepts wurde 1978 durch den Sieg bei der Segelflugweltmeisterschaft demonstriert.

Das Prinzip der bereits umgesetzten Prototypen basierte dabei stets darauf, durch ein Ausfahren der Wortmannklappe die Laminardelle der verwendeten Profile gegenüber Segelflugzeugen mit reiner Wölbklappe nach oben, das heißt zu größeren Auftriebsbeiwerten hin, zu erweitern. Der Nachteil dieses Prinzips ist einerseits, dass das gleichzeitige Thermikkreisen mit konventionellen Segelflugzeugen aufgrund der unterschiedlichen Geschwindigkeiten und Steigraten im Kreisflug schwierig ist. Zum anderen ist zu beobachten, dass in den aktuellen Segelflugwettbewerben durch den Leistungszuwachs der Segelflugzeuge in der jüngeren Vergangenheit die Gleitphasen deutlich stärker ausgeprägt sind und kleinere Aufwindgebiete im Vorflug ausgenutzt werden. Daher ist ein hohes Gleitverhältnis im Vorflug von zunehmender Wichtigkeit.

Die Akaflieg Stuttgart verfolgt mit der fs36 ein moderneres Prinzip. Dieses geht davon aus, dass mit ausgefahrener Wortmannklappe etwa gleiche Steigleistungen wie bei konventionellen Segelflugzeugen erreicht werden können, jedoch im Vorflug mit einer niedrigeren Flügelspannweite und dadurch höheren Flächenbelastung deutlich höhere Geschwindigkeiten geflogen werden können. Leistungsrechnungen auf Grundlage der Erfahrungen der SB11 bestätigen diese Überlegungen [4]. Bereits in den 1990er Jahren wurde dieses Prinzip in der Akaflieg Stuttgart im Rahmen des Projekts fs34 verfolgt. Aufgrund von Bauraummangel durch nicht verfügbare Fly-

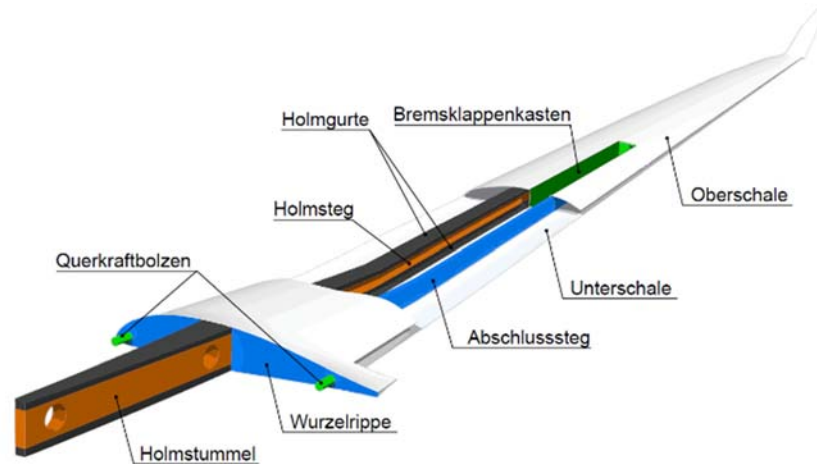


Abbildung 3: Darstellung der Flügelflossenstruktur

by-Wire Steuerung musste das Projekt aufgegeben werden. Dies zeigt, dass eine gewissenhafte Bauraumbetrachtung von großer Wichtigkeit für das Gelingen eines modernen Wortmannklappenflugzeugs ist.

2.3. Bauraumbetrachtungen

Der Einsatz einer Wortmannklappe führt zu Besonderheiten bei der Bauraumverteilung in der Flügelflosse.

Um die Wortmannklappe unterbringen zu können, muss der Abschlusssteg (Abb. 3) der Flügelflosse nach vorne versetzt werden. Außerdem führt die kleinere Flügelfläche zu einer geringeren absoluten Profildicke, wodurch der vertikale Bauraum begrenzt ist.

Zudem ist bei herkömmlichen Segelflugzeugen mit Flaperons ein komplizierter Mischer notwendig, um eine möglichst elliptische Auftriebsverteilung und gute Ruderwirksamkeit herzustellen. Dieser besteht aus mehreren Steuerstangen und Hebeln im Tragflügel. Aufgrund dieses Mixers und des durch die Wortmannklappe zusätzlich verringerten Bauraums sind die Platzverhältnisse in konventionellen Segelflugzeugen für die Umsetzung einer Wortmannklappe zu klein.

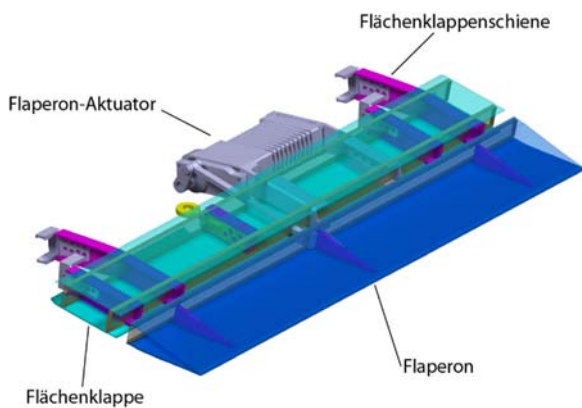


Abbildung 4: Darstellung der Wortmannklappe mit integriertem Flaperon-Aktuator

Bei der fs36 wird die Mischer-Funktion in das Flugsteuerungssystem integriert, wodurch ein mechanischer Mischer entfällt. Statt über Steuerstangen werden die Flaperons von Aktuatoren, die in die Wortmannklappe integriert sind, angesteuert, siehe Abb. 4. Um Platz für diese Aktuatoren zu schaffen, wird der Abschlusssteg mit Ausbuchtungen versehen [5].

Die geringe Profildicke ist insbesondere zwischen den Holmgurten kritisch, da diese aufgrund von niedrigeren Flächenträgheitsmomenten dicker ausgelegt werden müssen. Um Bauraum zu gewinnen, werden die Eigenschaften der Kohlenstoffasern im Holmgurt bestmöglich ausgenutzt, indem ein asymmetrischer Holm gebaut wird. Aufgrund der deutlich höheren Zugfestigkeit gegenüber der Druckfestigkeit wird der obere Holmgurt größer dimensioniert als der Untergurt. Dies wurde im Segelflugzeugbau bisher noch nicht realisiert.

2.4. Profilauslegung

Für die fs36 wurde durch die Akaflieg Stuttgart ein neues Profil entworfen. Dieses weist, wie bei den heutigen Segelflugzeugen üblich, eine sehr hohe laminare Laufstrecke auf der Profilunterseite auf, welche durch einen Turbulator zur Transition gebracht wird. Auf der Profilloberseite ist die Transition frei und wird nicht durch einen Turbulator initiiert. Dies ist insbesondere wichtig, um auch bei verschiedenen Auftriebsbeiwerten hohe laminare Laufstrecken zu erzielen. Das Auftreten von laminaren Ablöseblasen wird dabei durch die Gestaltung des Druckanstiegs verhindert. Die Ausfahrtiefe der Wortmannklappe wurde in Voruntersuchungen iterativ auf 14% festgelegt. Daraufhin wurde ein vorläufiger Flügelgrundriss bestimmt und die aus den Bauraumanforderungen der Kinematik der Wortmannklappe benötigte relative Profildicke ermittelt. Grundlage des Profilentwurfs war eine zur Integration der Wortmannklappe benötigte relative Profildicke von 13.8%. Dies ist im Vergleich zu

den aktuellen Serienflugzeugen mit Profildicken von minimal etwa 12.8% ein hoher Wert. Aufgrund der geringeren Flügelfläche ist die absolute Profildicke der fs36 jedoch um etwa 10% kleiner als bei vergleichbaren Serienflugzeugen. Da insbesondere im hinteren Bereich des Profils (70-80%) noch eine hohe Profildicke zur Integration der Mechanik benötigt wird, weist die fs36 eine vergleichsweise hohe Rudertiefe von etwa 20% auf. Die laminare Laufstrecke auf der Unterseite erstreckt sich mit 89% bis auf die Mitte des Ruders und macht somit eine besonders hohe Sorgfalt bei der Gestaltung des Übergangs von Flosse auf Ruder notwendig. Beim Profilentwurf wurden im eingefahrenen Zustand Widerstandsbeiwerte erreicht, welche aufgrund der erhöhten Profildicke leicht hinter den Werten aktueller Profilentwürfe zurückbleiben. Die untere Grenze der Laminardelle liegt dabei, wie auch bei anderen aktuellen Profilentwürfen üblich, bei einem Auftriebsbeiwert von $c_a = 0.2$. Im ausgefahrenen Zustand werden sehr hohe Auftriebsbeiwerte von bis zu $c_a = 1.9$, bezogen auf die Profiltiefe des eingefahrenen Zustands, bei gleichzeitig gutmütigem Stallverhalten erreicht. Der Profilentwurf wurde durch eine umfangreiche Messkampagne am Laminarwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) der Universität Stuttgart bestätigt [6].

Aufgrund der hohen erreichbaren maximalen Auftriebsbeiwerte konnte die Flügelfläche unter Berücksichtigung der durch die CS22 geforderten Mindestfahrt von 80km/h auf 9.7m² im ausgefahrenen Zustand und 8.6m² im eingefahrenen Zustand festgelegt werden. Dies entspricht für den eingefahrenen Zustand einer Reduktion von etwa 14% gegenüber aktuellen Serienflugzeugen. Erste Leistungsrechnungen ergeben insbesondere im Schnellflug einen deutlichen Leistungsvorteil der fs36 gegenüber aktuellen Serienflugzeugen.

3. FLUGZEUGKONFIGURATION

Die fs36 wird ein einsitziges Segelflugzeug der FAI-18m Klasse und besitzt daher eine Spannweite von 18m. Die Rumpflänge beträgt 7m. Es wird der Rumpf des Serienflugzeugs Schempp-Hirth Ventus 3 Sport übernommen und angepasst. Die Flügel werden von der Akaflieg Stuttgart ausgelegt und gebaut.

Flügelseitig ist das Flugzeug mit Wortmannklappen und Flaperons, je vier pro Flügel, und einer nach oben ausfahrenden Schempp-Hirth Bremsklappe je Flügel ausgestattet. Die Flaperons und die Bremsklappen werden je von einem Aktuator angesteuert. Die Wortmannklappen werden alle von einem Aktuator im Rumpf angesteuert. Der Rumpf besitzt ein Leitwerk in T-Anordnung mit einem gedämpften Höhenruder. Zusätzlich zu den Bremsklappen im Flügel wird auch ein Bremsschirm eingebaut. Sowohl das Seitenruder als auch das Höhenruder werden je von zwei Aktuatoren angesteuert. Diese werden

aus Schwerpunktgründen nicht im Leitwerk sondern weiter vorne im Rumpf montiert.

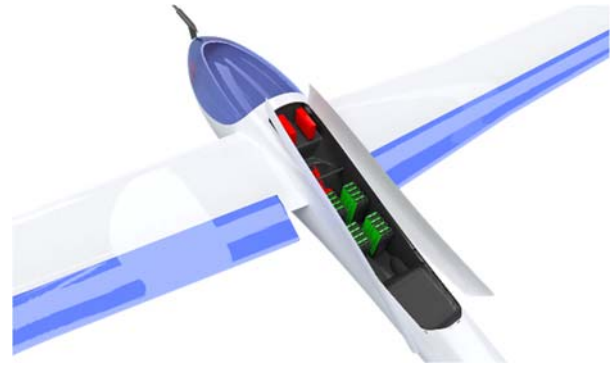


Abbildung 5: Darstellung der Akkupacks innerhalb des Motorkastens

Als Energiequelle für die Flugrechner dienen vier Batteriepacks mit Lithium-Ionen Zellen der Bauart 18650. Diese werden in einem Kasten hinter den Flügeln untergebracht, siehe Abb. 5 [7]. Bei Serienflugzeugen kann hier ein Hilfstriebwerk installiert werden, weshalb er üblicherweise als Motorkasten bezeichnet wird.

Das Hauptrad wird vom Serienflugzeug übernommen und ist einziehbar. Das Spornrad wird einziehbar ausgeführt, um den Strömungswiderstand zu minimieren und den benötigten Anstellwinkel für den Start zu realisieren. Beide Räder werden elektrisch betätigt. Der Bremsschirm wird hinter dem Fahrwerkskasten platziert und kann nach dem Einsatz abgeworfen werden.



Abbildung 6: Darstellung des Zungen-Holmstummels

Bei Segelflugzeugen ist das Tragwerk zum Zwecke des Transports meist zweiteilig ausgeführt, mit einer Trennstelle am Rumpf. Die Verbindung zwischen den Flügeln erfolgt über sogenannte Holmstummel. Diese sind kastenförmige Segmente des Flügelholms, die sich auf der Innenseite der Flügelwurzelrippe befinden. Im aufgebauten Zustand verschwinden diese Segmente im Rumpf. Der Holmstummel dient zur Übertragung von Querkraft und Biegemoment zwischen den Flügeln. Bei der fs36 erfolgt dies, wie auch bei einigen Serienflugzeugen, durch Bolzen an den Enden der Holmstummel, siehe Abb. 6. Die fs36 weist dabei eine Zunge-Gabel-Verbin-

derung auf. Hierbei hat ein Flügel einen einteiligen Holmstummel, während beim anderen Flügel der Holmstummel sich V-förmig in zwei Teile aufspaltet. Die Flügel werden mit einem sogenannten Hauptbolzen, welcher in Rumpflängsrichtung zeigt und durch beide Holmstummel führt, in Spannweitenrichtung gesichert.

4. KONFIGURATION DES FLUGSTEUERUNGSSYSTEMS

4.1. Zulassungsvorschrift

Die fs36 wird nach dem Amendment 2 der CS22 [8] zugelassen. Diese geht von mechanischen Steuerungen aus und geht nicht auf Anforderungen für FbW-Steuerungen ein. Aus diesem Grund wird für sicherheitsrelevante FbW-Komponenten auf das Amendment 4 der CS23 [9] zurückgegriffen. Davon wird hauptsächlich der Absatz 23.1309, interpretiert mittels FAA AC 23.1309-1E, herangezogen. In Bezug auf dieses Advisory Circular (AC) wird die fs36 als sogenanntes Class I Aircraft behandelt. Dies erfordert für Komponenten, welche einen Fehlerfall der Kategorie Catastrophic hervorrufen können, einen Entwicklungsprozess nach DAL C und eine Ausfallwahrscheinlichkeit von $10^{-6}/FH$.

4.2. Anforderungen

Die Konfiguration des Flugsteuerungssystem muss aus einem sicherheitskritischen Teil bestehen, welcher zugelassen werden muss und dem Piloten die Steuerung des Flugzeuges in dem Maße und in den Flugsituationen ermöglicht, wie sie die CS22 vorgibt. Zu dieser Umsetzung werden im Folgenden zwei verschiedene Konfigurationen vorgestellt.

Darauf aufbauend wird ein Teil für weiterführende Funktionen benötigt, welcher es ermöglicht, flexibel neue Flugregelungsgesetze zu implementieren und zu testen. Dieser benötigt abhängig von der zu testenden Funktion Zugriff auf verschiedene Steuerflächen. Zur Implementierung einer Stall-Protection muss wenigstens das Höhenruder elektrisch angesteuert werden. Für eine vollständige Envelope-Protection werden auch elektrisch angesteuerte Seiten- und Querruder benötigt. Zur Einstellung der aerodynamisch optimalen Auftriebsverteilung in jedem Flugzustand müssen alle Flaperons elektrisch angesteuert werden. Erfüllt dieser Teil nicht die hohen Sicherheitsanforderungen der Kategorie „Catastrophic“, so muss sichergestellt werden, dass er sicher abgeschaltet werden kann und den sicherheitskritischen Teil nicht negativ beeinflussen kann.

4.3. Stand der Forschung

Bisherige Projekte im Segelfluginbereich zur Leistungssteigerung und zur Erhöhung der Flugsicherheit umfassen deutlich kleinere Schritte als bei der fs36 angedacht und berufen sich immer auf eine mechanische Steuerung als Backup. Diese Projekte lassen das Flugzeug

daher ausschließlich nach der CS22 oder deren amerikanischen Äquivalent zu. So wurden bei dem Nixus Projekt, welches von Paulo Iscold in den USA durchgeführt wurde, die Flaperons elektrisch angesteuert, wobei die äußersten auch mechanisch bewegt werden konnten. Bei dem Projekt ASASys [10] der SFL GmbH in Kooperation mit dem IFR und IAG wurde zusätzlich zu einer vorhandenen, regulären Steuerung an der Unterseite des Höhenruders ein elektrisch angesteuerter Spoiler verbaut, welcher bei Gefahr eines Strömungsabrisses ausfährt und ein kopflastiges Moment verursacht.

Das ILS forscht in mehreren Projekten an der Flexiblen Avionik Plattform, einer Basis für FbW-Systeme kleiner Luftfahrzeuge. Diese wird in Kapitel 5 näher beschrieben. Sie wurde bisher in mehreren Forschungsflugzeugen mit Doppelsteuerung geflogen, wobei das FbW-System die mechanische Steuerung mitbewegt und ein zweiter Sicherheitspilot über die mechanische Steuerung eingreifen und das Backup überdrücken kann. In dem Projekt RPAS23-CP soll das System erstmalig ohne Sicherheitspilot fliegen.

4.4 Konfiguration mechanisches Backup

Die erste Konfiguration basiert auf einer Zulassung ausschließlich nach CS22. Dabei wird zusätzlich zu der für die weiterführenden Funktionen vorhandenen elektrischen Ansteuerung eine mechanische Steuerung integriert. So wird neben dem FbW Center Stick ein mechanischer Side Stick verbaut, welcher mechanisch direkt mit dem Höhenruder und der Querruderbewegung der jeweils äußersten Flaperons verbunden ist. Durch diese zusätzliche Steuerstange im Flügel muss auf einen Teil des Wasserballastes verzichtet werden, was Leistungseinbußen zur Folge hat. Um ein Blockieren der äußersten Flaperons durch die Aktuatoren auszuschließen, werden diese jeweils von einem Aktuator mit Kupplung im Rumpf angesteuert.

Außerdem sind die Fußpedale mechanisch mit dem Seitenruder verbunden. Ein zweites Paar Pedale ist wegen der erforderlichen intuitiven Umschaltmöglichkeit zwischen elektrischer und mechanischer Steuerung nicht möglich. Eine Lösung für die elektrische Ansteuerung ist, das Seitenruder mittels Sensorik und flugmechanischem Modell so mitzuführen, dass ein schiebefreier Flugzustand entsteht.

4.5 Konfiguration vollumfängliches FbW

Bei dieser alternativen Konfiguration werden alle Steuerflächen elektrisch angesteuert und das dazu erforderliche FbW Flugsteuerungssystem als sicherheitskritisches System nach CS23 zugelassen. Die Basis des FbW Flugsteuerungssystem bildet die Flexible Avionik Plattform des ILS. Erfasst werden die Piloteneingaben mit triplex und duplex Potentiometern, welche an den üblichen Bedienelementen des Segelflugzeugs angebracht

sind. Auf Seite der Aktuatorik ist die Ausfallwahrscheinlichkeit eines einzelnen Aktuators zu hoch, um die Bewegung um eine Achse alleine zu steuern. Aus diesem Grund werden für das Höhen- sowie das Seitenruder jeweils zwei Aktuatoren verbaut, welche im Fehlerfall jeweils mit einer Kupplung vom Ruder getrennt werden können. Aufgrund des großen Platzbedarfs der Kupplungen werden die Aktuatoren nicht im Leitwerk, sondern im Rumpf verbaut. In den Flügeln ist weder ausreichend Platz für Kupplungen noch für Steuerstangen vorhanden, um alle Flaperons vom Rumpf aus anzusteuern. Deshalb wird jeweils ein Flaperon von einem Aktuator angesteuert. Die erforderliche Ausfallwahrscheinlichkeit wird durch die große Anzahl von 8 Flaperons erreicht.

Da die meisten Steuerflächen für die weiterführenden Funktionen ohnehin elektrisch angesteuert werden müssen, ist diese Gesamtkonfiguration der Steuerung am einfachsten und soll für die fs36 verwendet werden. Außerdem müssen hierbei keine Kompromisse bezüglich der Leistungsfähigkeit des Flugzeugs eingegangen werden. Die Herausforderung dieses Konzepts liegt in dem Nachweis des Entwicklungsprozesses nach DAL C. Durch die Beauftragung der Komponentenhersteller zur Erstellung dieser Nachweise entstehen hohe Kosten. Ob diese Konfiguration umgesetzt werden kann, ist daher von der Akquirierung weiterer Fördermittel abhängig. Sollten diese nicht zur Verfügung stehen, muss die Konfiguration mit mechanischem Backup umgesetzt werden.

4.6. Weiterführende Funktionen

Die weiterführenden Funktionen, wie Stall-Protection, Envelope-Protection oder aerodynamisch optimierte Flaperonausschläge, benötigen neben den Potentiometern für die Piloteneingaben weitere und komplexere Sensoren, wie Luftdatensensoren, Inertialsensoren und GNSS. Außerdem sind diese Funktionen komplexer und benötigen eine höhere Rechenleistung als die simple Nachahmung einer mechanischen Steuerung.

Um eine hohe Flexibilität bei der Implementierung weiterführender Funktionen zu gewährleisten, wird dafür ein separater Rechner und simplex Sensorik verwendet. Damit die Komponenten und deren Software keinen Entwicklungsprozess durchlaufen müssen, wird dafür gesorgt, dass diese den sicherheitskritischen Teil der Flugsteuerung nicht beeinflussen können und dass intuitiv auf diesen umgeschaltet werden kann.

Bei der Konfiguration mit vollumfänglichem FbW wird eine Schnittstelle benötigt, welche die Sensorwerte ausgibt und Steuerflächenkommandos einliest und gleichzeitig sicherstellt, dass der sicherheitskritische Teil durch

diese Schnittstelle nicht negativ beeinflusst werden kann. Zusätzlich gibt es einen Disconnect-Schalter, der dafür sorgt, dass die Werte des sicherheitskritischen Teils an die Aktuatoren weitergegeben werden.

Bei der Konfiguration mit mechanischem Backup ist lediglich ein Disconnect-Schalter erforderlich, welcher alle Kupplungen öffnet, sodass die mechanische Steuerung frei beweglich ist.

5. FLUGSTEUERUNGSSYSTEM

Ausgehend von den in Kapitel 4 formulierten Anforderungen seitens der Zulassung und des Flugzeugs wird ein System abgeleitet. Die Entscheidung fiel auf ein N-duplex System, welches als eine Instanz der am Institut für Luftfahrtsysteme entwickelten Flexiblen Avionik Plattform realisiert wird.

5.1. Abbildung der Funktionen auf Systemfunktionen

Der funktionale Umfang der fs36 beläuft sich auf ein Flugregelgesetz, welches die Pilotenkommandos via Steuerknüppel, Pedale, Bremsklappenhebel und High-Lift-Hebel¹ in Stellkommandos für die Aktuatoren an den entsprechenden Steuerflächen umsetzt. Dieses Regelgesetz soll im Folgenden als Direct-Law bezeichnet werden und wird durch eine Systemfunktion (SysFu) realisiert. Das Direct-Law ist des Weiteren in die Primärsteuerung SysFu_FCL.Prim für die Höhen-, Seiten- und Querrudersteuerung, sowie in die Sekundärsteuerung SysFu_FCL.Sek für die Steuerung der Bremsklappe und des High-Lift-Systems, unterteilt.

Der Verlust der SysFu_FCL.Prim und damit der Verlust der Steuerbarkeit des Flugzeuges um mindestens eine Achse ist mit Catastrophic [11] zu bewerten. Ein Fehlerzustand der zu einem katastrophalen Ereignis führt darf nur mit einer Wahrscheinlichkeit von $10^{-6}/FH$ [11] auftreten. Des Weiteren darf solch ein Ereignis nicht durch einen Einzelfehler (Single-Point-Failure) entstehen [11]. Für die Steuerachsen soll gelten:

$$P(\text{Strg. Nickachse} | \text{Verlust der Funktion}) < \frac{10^{-6}}{FH} \quad (1)$$

$$P(\text{Strg. Gierachse} | \text{Verlust der Funktion}) < \frac{10^{-6}}{FH} \quad (2)$$

$$P(\text{Strg. Rollachse} | \text{Verlust der Funktion}) < \frac{10^{-6}}{FH} \quad (3)$$

Für die Funktionen der SysFu_FCL.Sek soll gelten:

$$P(\text{Strg. Bremsklappe} | \text{Verlust der Funktion}) < \frac{10^{-3}}{FH} \quad (4)$$

$$P(\text{Strg. High - Lift} | \text{Verlust der Funktion}) < \frac{10^{-4}}{FH} \quad (5)$$

¹ Als High-Lift System soll hier die Kombination aus Wortmannklappe und Wölbklappe bezeichnet werden.

5.2. Aufbau des Systems

Zur Erfüllung der oben genannten Anforderungen, werden zwei zentrale Duplex-Rechner (CPM) verwendet. Zur Sensoreingabe und Aktuatorausgabe werden vier Duplex-Input/Output-Module (IOM) verwendet, welche über vier CAN-FD Avionik-Busse an die CPMs angebunden sind. IOMs sind mit je einem der Avionik-Busse verbunden. Die Topologie des Systems ist in Abbildung 7 dargestellt.

5.2.1. Sensorkonzept

Für die Piloteneingaben werden Potentiometer verwendet, welche nach [12] eine Ausfallrate von etwa $1 \times 10^{-6}/FH$, unter den Umweltbedingungen eines Segelflugzeugs, aufweisen. Zur Erfüllung der Anforderungen (1), (2) und (3) reicht in Zusammenhang mit den nachfolgenden Rechnern und Aktuatoren demnach ein einzelner Sensor nicht aus. Des Weiteren ist mit einem einzelnen Sensor ein Single-Point-Failure möglich. Die Anforderung „No Single-Point-Failure“ [11] bedingt primär die Notwendigkeit redundanter Sensorik. Damit bei redundanten Sensoren eine sichere Fehlererkennung gewährleistet ist, wird von dem System ein Fail/Operational – Fail/Passive Verhalten gefordert. Dieses Verhalten kann in Bezug auf redundant vorhandenen Sensor-

Replikas über Triplex-Voting-Monitoring Algorithmen erzielt werden. Diese Algorithmen bestimmen über einen Mehrheitsentscheid einen gültigen redundant Wert für alle Replikas eines Sensors. Durch einen Vergleich aller Replika Werte gegenüber dem redundanten Wert kann ein fehlerhafter Sensor sicher erkannt werden.

Zur Erfüllung der Anforderungen (4) und (5) ist ein striktes Fail/Passive Verhalten ausreichend. Eine zuvor durchgeführte Functional Hazard Analysis hat gezeigt, dass ein katastrophales Ereignis ausgeschlossen werden kann.

5.2.2. Konzept zur Ausführung der Systemfunktion

Die Systemfunktion ist auf beiden CPMs allokiert und wird nach einem active/hot-standby (Master-Slave) Prinzip ausgeführt. Beide CPMs empfangen die von den IOMs eingelesenen Sensorwerte und konsolidierten Fehlerindikationen. Anschließend werden Werte und Zustände der Redundant-Sensoren über Voting-Monitoring Algorithmen ermittelt und dem Direct-Law zur Verfügung gestellt. Die von der Systemfunktion ermittelten Stellkommandos werden an die Aktuatoren gesendet. Die Aktuatoren wählen das Kommando des Masters und setzen es in entsprechende Klappenanschläge um. Eine vereinfachte Darstellung dieses Datenflusses von den

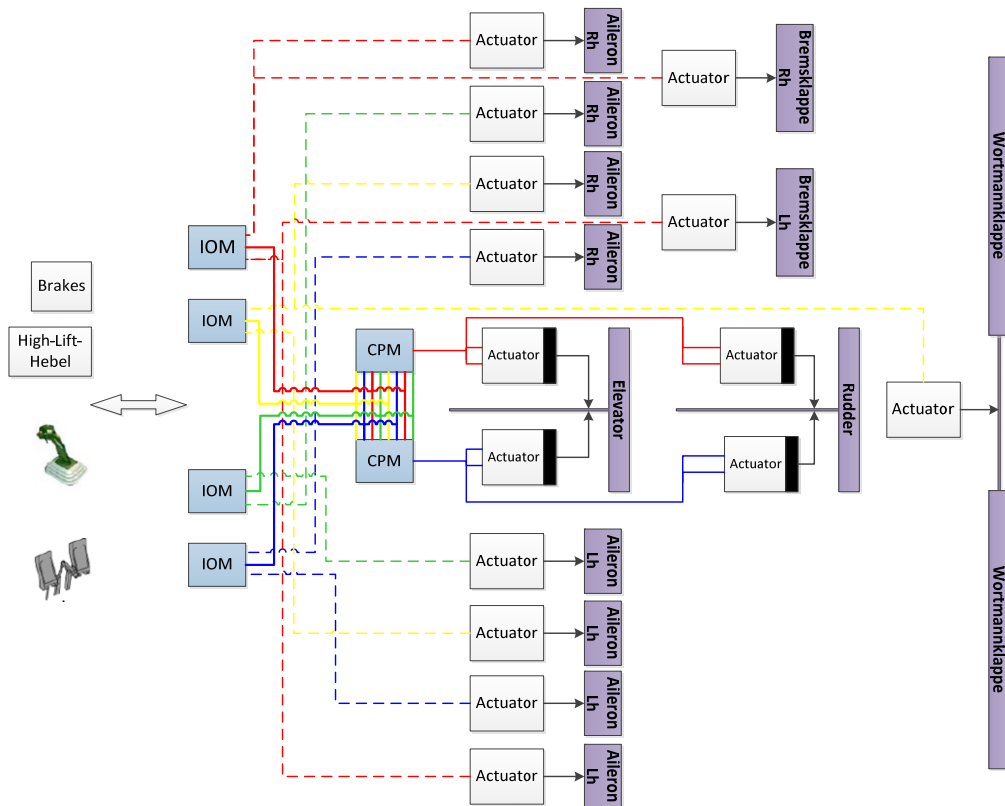


Abbildung 7: Topologie fs36 System

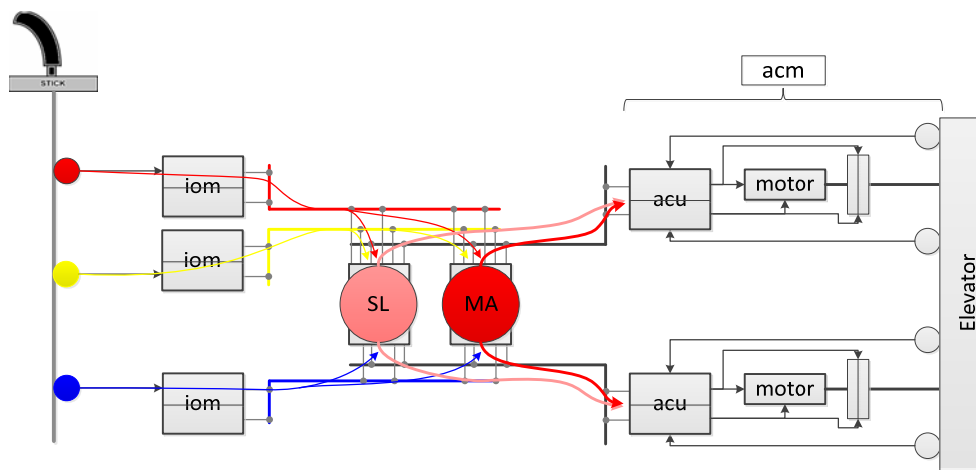


Abbildung 8: Systemfunktionspfad der Höhenrudersteuerung

Simplex-Sensoren, über die IOMs und CPMs zu den Aktuatoren des Höhenruders ist in Abbildung 8 dargestellt. Damit immer der höchstmögliche Ausführungsgrad der Systemfunktion gewährleistet wird, soll durch die Flexible Avionik Plattform eine dynamische Reallokation der Master-Slave Rollen² im Flug erfolgen³. Die Plattform stellt dabei sicher, dass alle IOMs, CPMs und Aktuatoren konsistent das gleiche CPM in der Master-Rolle sehen. Es werden ausschließlich die Daten des Masters verwendet. Die Daten des Slaves werden hingegen zwar empfangen, aber nicht weiterverwendet. Des Weiteren bietet die Flexible Avionik Plattform die Möglichkeit zur dynamischen Reallokation von Systemfunktionen. Die fs36 bedarf hierbei keiner dynamischen Reallokation der Systemfunktion, da nur die Systemfunktion des Direct-Laws allokiert ist.

5.2.3. Aktuatorkonzept

Für die fs36 sollen ausschließlich elektromechanische Aktuatoren (EMA) verwendet werden. Diese sind aufgrund kompakter Bauweise, einfacher Wartbarkeit, geringem Gewicht und geringen Kosten für die Anwendung in einem Segelflugzeug besser geeignet als die üblichen hydraulischen Aktuatoren. Die Ausfallrate eines EMA kann nach [14] mit etwa $2 \times 10^{-4}/FH$ angenommen werden. Damit ergibt sich, dass die Anforderungen (1) und (2) mit nur einem Aktuator an der Steuerfläche nicht erfüllbar sind. Daher werden diese Steuerflächen jeweils mit zwei Aktuatoren im aktiv/aktiv Betrieb angesteuert. Für die Primärsteuerung wurde das Smart Actuator Module (SAM) der Firma Avitech ausgewählt. Als Vorteil erweist sich deren direkte Integrationsfähigkeit in eine Instanz der Flexiblen Avionik Plattform. Ein SAM besteht

aus einem Duplex-Modul, der Leistungselektronik, einem Motor und einer Kupplung. Die Kupplung verhindert den Ausfall einer Steuerfläche beim blockieren eines Aktuators. Jedes SAM ist über zwei CAN-FD Busse an die CPMs angebunden. Zur Erfüllung der Anforderung bezüglich des Auftretens eines Single-Point-Failures werden die Steuerflächen von je einem Aktuator beider Busse angesteuert.

Zur Erfüllung von Anforderung (3) ist ein Aktuator pro Steuerfläche ausreichend, da ein nach (3) kategorisierendes Ereignis erst bei einem Verlust von insgesamt drei Querrudern eintritt. Aufgrund des geringen vorhandenen Bauvolumens innerhalb der Tragflächen können für die Querruder keine SAMs verwendet werden. Stattdessen werden der Bauform angepasste Aktuatoren der Firma Pegasus verbaut. Deren Anbindung wird über die I/O Schnittstellen der IOMs realisiert. Dabei werden jeweils die Aktuatoren zweier sich gegenüberliegender Stellflächen an ein IOM angebunden.

Die Anforderung (4) wird wie bei den Querrudern durch einen Aktuator pro Bremsklappe erfüllt. Die Anbindung erfolgt über eines der IOMs.

Für die Anforderung (5) muss erst die High-Lift-Funktion in ihre beiden Komponenten Wölbklappe und Wortmannklappe unterteilt werden. Der Verlust der Wölbklappe ist hierbei das dominierende Ereignis und führt dazu, dass bei insgesamt drei ausgefallenen Wölbklappen die Funktion als verloren gilt. Die Wölbklappen werden durch die inneren Querruder realisiert, dadurch wird die Anforderung (5) bereits durch die Anforderung (3) erfüllt. Die An-

² Für eine genau Beschreibung der Mechanismen siehe [13]

³ Dabei ist zu beachten, dass ein Wechsel möglichst schnell stattfindet, um auch in kritischen Situationen einen schnellen Eingriff des Masters zu ermöglichen.

steuerung der Wortmannklappe erfolgt über einen zentral im Rumpf angebrachten selbsthemmenden Spindeltrieb.

6. FAZIT

Ziel der fs36 ist es, wie in Kapitel 1 beschrieben, die Flugsicherheit und Flugleistung mittels des Einsatzes eines Fly-by-Wire Systems sowie einer Wortmannklappe zu verbessern. Die dazu notwendigen Maßnahmen wurden in Kapitel 2 beschrieben. Anschließend wurde eine Flugzeugkonfiguration zur Umsetzung der Maßnahmen vorgestellt. Um die in Kapitel 2.3 ermittelten Bauraumforderungen zu erfüllen, ist die Verwendung eines Fly-by-Wire Systems notwendig. Hierfür wird sich zunächst nur auf ein Direct-Law beschränkt, welches die direkte Steuerung der Steuerflächen ermöglicht. Ist dieses implementiert und zugelassen, können Sicherheits- und Komfortfunktionen durch Erweiterungen des bestehenden Systems realisiert werden. Dazu wurde in Kapitel 5 ein Systementwurf für eine Direct-Law Flugsteuerung vorgestellt.

7. AUSBLICK

Aktuell befindet sich die aerodynamische Entwicklung sowie die Strukturentwicklung in der finalen Phase und soll bis zum Jahresende 2022 abgeschlossen werden. Es ist der Bau des Rumpfes sowie der Bau des Bruchflügels für das Jahr 2023 geplant. Die weitere Entwicklung des Flugsteuerungssystem ist aktuell von der Zuteilung weiterer Fördermittel abhängig.

7. REFERENZEN

- [1] Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU), Jahresstatistik 2018
- [2] Neuhaus, C., Dambier, M., Glaser, E. et al. Unfallhäufigkeiten und Verletzungswahrscheinlichkeiten bei Flugunfällen. Notfall Rettungsmed 13, 31–40 (2010)
- [3] Waibel, G. Designing a Crashworthy Cockpit Sill., Technical Soaring Volume XXIV. No. 4, 109-112 (2000)
- [4] B. Müller, Entwurfsstudie für ein Segelflugzeug mit Wortmannklappen, Studienarbeit am Institut für Aerodynamik, Braunschweig, 1982
- [5] M. Martinez, Konstruktion einer aktuatorbasierten Querruder- und Wölbklappensteuerung am Beispiel der fs36 FlyByWire, Bachelorarbeit am Institut für Flugzeugbau, Stuttgart, 2020
- [6] W. Würz et al., Wind Tunnel Measurements of the RvB_FK36 airfoil with retracted and extracted Wortmann flap, Stuttgart, May 2021
- [7] F. Sturm, Machbarkeitsstudie zur Entwicklung und Integration eines Energiesystems für das Segelflugzeug fs36 mit einer Fly by Wire-Steuerung, Bachelorarbeit am Institut für Flugzeugbau, Stuttgart, 2019
- [8] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22, Amendment 2, 2009
- [9] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes CS-23, Amendment 4, 2015.
- [10] W. Scholz et al., ASASys Anti-Stall Assistenzsystem – Stand der Dinge [Vortrag], 45. Symposium für Segelflugzeugentwicklung, Braunschweig, 2021
- [11] Federal Aviation Administration, Advisory Circular 23.1309-1E, 2011
- [12] Department of Defense. Reliability prediction of electronic equipment. Washington, USA: Department of Defense., 02. 01 1990.
- [13] Luithardt, Philipp. Formale Validierung eines Verfahrens zur konsistenten Master/Shadow-Festlegung in einem verteilten, nicht uhrensynchronen Avioniksystem. Verlag Dr. Hut, 2017.
- [14] J. Bennett. Fault Tolerant Electromechanical Actuators for Aircraft. Newcastle University., 2010

8. FÖRDERUNG

Dieses Projekt wird durch die Zuwendungen zahlreicher Unterstützerinnen und Unterstützer in Industrie und Forschung, sowie insbesondere im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms „LuFo“ des Bundesministeriums für Wirtschaft und Klimaschutz (BMWK) gefördert. Die Autoren sprechen den Unterstützerinnen und Unterstützern ihren herzlichsten Dank aus.

Gefördert durch:



aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages