

# Fly-By-Wire

## Einsatzbereiche und Randbedingungen

Dieter Scheithauer

EADS Deutschland GmbH, Geschäftsbereich Militärflugzeuge  
Postfach 80 11 60, 81663 München

© Dieter Scheithauer, 2003.

**Zusammenfassung:** Ausschlaggebend für den Einsatz von Fly-By-Wire-Technologien ist eine Verbesserung der Gesamtsystemleistungen. Fly-By-Wire-Technologien zielen auf Verbesserungen, die den folgenden drei Kategorien zugeordnet werden können: Reduktion physischer Belastungen, Anpassung des Regelverhaltens an Flugzustand und Luftfahrzeugkonfiguration sowie Unterstützung zur Umsetzung nicht flugzeugdynamischer Systemanforderungen. An schematischen Systemarchitekturen werden Einsatzbereiche und Randbedingungen erläutert. Als besonderer Anwendungsfall wird auf instabile Flugzeugkonfigurationen eingegangen. Wichtige Zulassungsbestimmungen für die Auslegung von Flugregelungsanlagen werden vorgestellt und erläutert.

### EINLEITUNG

Unter Fly-By-Wire wird eine im Wesentlichen elektrische Signalübertragung zwischen den Bedienorganen des Piloten und den Steuerflächen eines Luftfahrzeuges zum Zweck des Manövrierens im dreidimensionalen Raum verstanden. Soweit zur Definition von Fly-By-Wire. Auf eine weiterführende Begriffsbestimmung kann für das Verständnis der nachfolgenden Ausführungen verzichtet werden.

Fly-By-Wire hat als Schlagwort, wie kein anderer Begriff aus der Flugregelung, eine eindrucksvolle Karriere gemacht. Abzulesen ist dies an Abwandlungen wie Fly-By-Light für eine Signalübertragung über Lichtwellenleiter oder Drive-By-Wire für ähnlich geartete Technologieanwendungen im Automobilbereich.

Allerdings ist diese Karriere mit einem Makel behaftet. Der Begriff hat sich dermaßen verselbstständigt, dass bereits dem reinen Einsatz von By-Wire-Technologien vielfach ein Wert zugemessen wird. Die begriffliche Attraktivität droht jedoch zuweilen den Blick auf eine rationalere Kosten-/Nutzen-Betrachtung zu verstellen.

In den meisten Anwendungsfällen versprechen By-Wire-Technologien gegenüber anderen Umsetzungsmöglichkeiten von Steuer- und Regelungsaufgaben funktionale Verbesserungen und ein erweitertes Optimierungspotential. Weniger überzeugend fällt häufig die Bewertung des operationellen Nutzens aus. Doch gerade der operationelle Nutzen sollte bei der Technologieauswahl im Vordergrund stehen.

Im Folgenden werden typische Fly-By-Wire-

Anwendungsfälle und -architekturen vorgestellt und zu den jeweils resultierenden verbesserten Gesamtsystemleistungen eines Luftfahrzeuges in Beziehung gesetzt. Die Reihenfolge der Darstellung entspricht der historischen Evolution von Systemarchitekturen für Flugregelungsanlagen.

### REDUKTION PHYSISCHER BELASTUNGEN

**Rein Mechanische Flugsteuerung.** In den Anfängen der Fliegerei waren die Betätigungsorgane der Piloten direkt mit den aerodynamischen Steuerflächen über Gestänge oder Seilzüge verbunden. Der Pilot erhält so eine direkte Rückkopplung der aerodynamischen Lastmomente in Form von Knüppel- und Pedalkräften, was ihm eine Einschätzung des momentanen Flugzustandes erlaubt.

Die von Menschen aufbringbaren Knüppel- und Pedalkräfte sowie die begrenzten menschlichen Aktionsradien ziehen enge Grenzen hinsichtlich Größe und Manövrierfähigkeit der realisierbaren Luftfahrzeuge. Aerodynamische Hilfsrudder erlauben eine Reduzierung der Rudermomente und damit auch der Knüppel- und Pedalkräfte, doch erhöhen sich auch aerodynamischer Widerstand und mechanischer Konstruktionsaufwand.

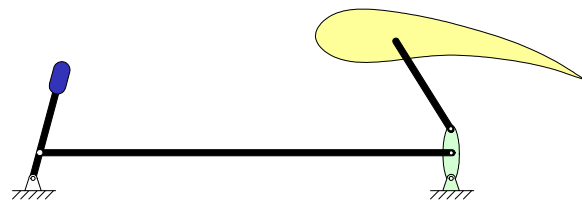


Abb. 1: Mechanische Flugsteuerung

Für Segel- und die meisten Sportflugzeuge ist eine rein mechanische Flugsteuerung wegen ihrer Simplität und hinreichender Erfüllung der Anforderungen bis heute die bevorzugte Lösung.

**Mechanische Flugsteuerung mit Kraftverstärkung.** Die Grenzen, die durch eine rein mechanische Flugsteuerung gezogen sind, konnten mittels Zwischenschaltung von Kraftverstärkern zwischen den Bedienorganen des Piloten und den Steuerflächen überwunden werden. Bis heute werden bei anspruchsvoller Systemdynamik bevorzugt hydraulische Aktuatoren eingesetzt.

Im Detail kann unterschieden werden zwischen Kraftverstärkern, bei deren Ausfall der Pilot wieder direkten Durchgriff auf die jeweilige Steuerfläche erhält, und anderen, die diese Rückfallposition nicht anbieten. Die erste Variante sollte bevorzugt eingesetzt werden. Übersteigen jedoch die erforderlichen Knüppel- oder Pedalkräfte im gesamten oder in wesentlichen Teilen des Flugbereiches die physischen Kräfte des Piloten, wäre allerdings nichts gewonnen.

Ein grundsätzlicher Nachteil jeglicher Kraftverstärkung liegt im Fortfall der direkten Kraftrückkopplung von den Steuerflächen zu den Piloten. Als Abhilfe werden deshalb mehr oder weniger aufwändige Simulatoren für die Knüppel- und Pedalkräfte installiert. Das Spektrum reicht von einfachen Feder-/Dämpfersystemen bis hin zur aufwändigen hydraulischen Simulation unter Berücksichtigung des gegenwärtigen Flugzustandes. Der Einsatz von Digitalrechnern erlaubt auch die Kombination von einfachen Feder-/Dämpfersystemen und rechnerinternen algorithmischen Anpassungen, um komplexe Charakteristika darzustellen.

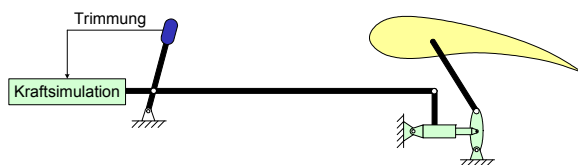


Abb. 2: Flugsteuerung mit Kraftverstärkung.

Mit elektrischen Aktuatoren wird dank Fortschritten in der elektrischen Antriebstechnik heute wieder mehr experimentiert. Beim Einsatz elektrischer Aktuatoren muss man berechtigterweise von Fly-By-Wire sprechen. Allerdings laufen diese Untersuchungen im Rahmen eines systemübergreifenden Ansatzes, der unter dem Stichwort „All Electrical Aircraft“ darauf abzielt, zentrale Hydrauliksysteme in Luftfahrzeugen überflüssig zu machen.

**Mechanische Flugsteuerung mit Dämpfungsregler und Autopilot.** Mit dem Einbau von Kraftverstärkern waren die Grenzen, die dem Menschen bezogen auf Stellweg und Kraft gesetzt sind, überwunden. Neue Flugzeugkonfigurationen mit größerer Masse, höherer Manövrierfähigkeit, erweiterten Flugbereichen (insbesondere im Überschallflug) und aggressiveren Flugprofilen wurden möglich. Die ursprüngliche Nachfrage hierzu kam vor allem aus dem militärischen Bereich. Doch wurden auch neue physische Belastbarkeitsgrenzen des Menschen im Bereich der Wahrnehmungsfähigkeit und durch die neuen, dynamischeren Bewegungsformen offenbar.

Maßnahmen zur verbesserten Orientierung führten zur Optimierung von Sensor- und Anzeigesystemen und trugen schließlich auch zur Entwicklung der modernen Avionik bei. Diese Systeme sind in der Regel über mehr oder weniger missionsspezifische Autopilotbetriebsarten mit der

Flugsteuerung verknüpft. Eine Vertiefung des Themas würde uns vom eigentlichen Betrachtungsgegenstand wegführen, und so wollen wir uns auf den körperlichen Stress konzentrieren.

In diesem Zusammenhang wurden Maßnahmen zur Erhöhung des Flugkomforts erforderlich. Bei einem Kampfeinsatz, grob aufgeteilt in die Phasen Hinflug, Kampfmitteleinsatz und Rückflug, ist die Leistungsfähigkeit der Besatzung beim Kampfmitteleinsatz entscheidend für den Missionserfolg. Eine bereits durch den Hinflug erschöpfte Besatzung ist im Sinne der Gesamtsystemleistung folglich zu vermeiden.

Dämpfungsanlagen, die vor allem höherfrequente Eigenbewegungsformen des Luftfahrzeuges ausregeln, sind ein geeignetes Mittel zur Verbesserung des Flugkomforts. Inertialgrößen werden als Regelgrößen herangezogen. Luftdaten werden für die Anpassung der Reglerverstärkungen an den Flugzustand hinsichtlich Luftdruck und Machzahl herangezogen. Der Eingriff in die Flugsteuerung erfolgt parallel zur mechanischen Ansteuerung auf die Aktuatoren.

In realen Ausführungen sind meistens Autopilotfunktionen integriert, die die Infrastruktur der Dämpfungsanlagen mit nutzen. Es ist allerdings zu beachten, dass Dämpfungs- und Autopilotfunktionen in voneinander separierbaren Frequenzbereichen wirken.

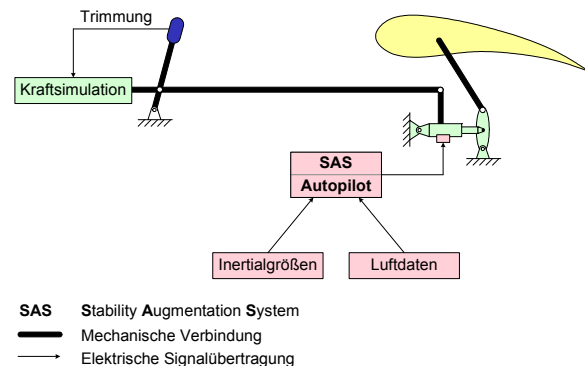


Abb. 3: Mechanische Flugsteuerung mit Dämpfungsregler und Autopilot.

Besondere Aufmerksamkeit gilt der Integrität der Dämpfungsanlage. Da die Dämpfungsanlage normalerweise nicht überlebensnotwendig ist, ist ein Totalausfall hinnehmbar. Es sollte jedoch gewährleistet sein, dass die Steuerflächen nicht in einer Art und Weise gefahren werden, die die Flugsicherheit gefährdet. Diese Anforderung wird im Deutschen als Ausfallsicherheit bezeichnet, was einerseits einer direkten Übersetzung des englischen Fachterminus „Fail-Safe“ entspricht, andererseits aber auch gründlich missverstanden werden kann.

Gängige Implementierungen von Ausfallsicherheit stützen sich entweder auf eine Selbstisolierung der Anlage mit wohldefinierten Ausgangssignalen oder auf angemessenes Pilotenhandeln ab. Ersteres ist

immer geboten, wenn menschliche Reaktionsfähigkeiten nicht hinreichen, um der Situation erfolgreich entgegen zu wirken. Eine redundante Auslegung des Reglers mit passender Überwachungslogik ist in diesem Fall notwendig.

Niederfrequenter Fehlermodi lassen sich durch kooperatives Verhalten von Anlage und Pilot auffangen. Ein typisches Beispiel ist das mehr oder weniger langsame Weglaufen eines Aktuators an den Anschlag. Der Pilot wird instinktiv gegen die sich aufbauende Bewegung gegensteuern und später versuchen die Dämpfungsanlage auszuschalten. In der Regel ist hier eine Begrenzung der Stellautorität der Dämpfungsanlage hilfreich, so dass dem Piloten in jedem Fall ausreichend Stellautorität verbleibt, um den Dämpfungsregler zu überdrücken. Diese Form der Mechanisierung hilft allerdings nur begrenzt gegen Fehler mit nicht-konstanten Ausgangszuständen.

Typische militärische Kampfflugzeuge mit derartigen Systemarchitekturen sind F104, Starfighter, und F4, Phantom. Im Drehflüglerbereich ist diese Technologie auch heute noch standardmäßig anzutreffen, so zum Beispiel beim PAH2, Tiger. Bei Verkehrsflugzeugen sind vergleichbare Architekturen weit verbreitet. Jeder Flugpassagier wird zumindest unbekannterweise den Flugkomfort, der sich mit einem Gierdämpfer erzielen lässt, schätzen gelernt haben.

Obwohl die bisher beschriebenen Systemarchitekturen noch nicht zu den Fly-By-Wire-Anlagen gehören, stellen sie wichtige Entwicklungsschritte dar, die zu Fly-By-Wire geführt haben. Ferner wurden wichtige Eigenschaften und Gesichtspunkte eingeführt, die auch für Fly-By-Wire von entsprechender Bedeutung sind. Es sollte nicht angenommen werden, diese Systemarchitekturen seien grundsätzlich überholt. Sie stellen im Gegenteil auch heute ein bedeutsames Repertoire an Lösungsmöglichkeiten und ausgereiften Technologien zur Reduzierung physischer Belastungen in Luftfahrzeugen zur Verfügung.

#### ANPASSUNG AN FLUGZUSTAND UND FLUGZEUGKONFIGURATION

**Luftfahrzeuge als Nichtlineare Systeme.** Die Flugzeugdynamik verschließt sich einer vollständigen Beschreibung als lineares System. Für die auftretenden Nichtlinearitäten lassen sich im Wesentlichen drei Ursachen benennen. Erstens variieren die aerodynamischen Eigenschaften eines Luftfahrzeuges mit Luftdichte, Machzahl und Anströmrichtung in nichtlinearer Weise. Zweitens werden einzelne Größen in unterschiedlichen Koordinatensystemen definiert, die über trigonometrische Funktionen transformiert werden müssen. Drittens ist die Flugzeugkonfiguration laufenden Änderungen unterworfen, die teils gewollt sind, wie zum Beispiel das Ausfahren von Landeklappen für die Auftriebserhöhung im Langsamflug, und teils unvermeidlich sind, wie der Kraftstoffverbrauch

während des Fluges mit erheblichen Auswirkungen auf Masse und Massenträgheitsmomente.

Mit der Ausweitung des abdeckbaren Flugbereiches und variationsreicheren Missionsprofilen steigt der Bedarf nach variabler Verstärkung zwischen Piloteneingaben und den resultierenden Steuerflächenausschlägen. Die Kombination von fester Verstärkung im Gestänge oder in den Seilzügen mit einer mehr oder weniger aufwändigen Knüppelkraftsimulation reichen in verschiedenen Anwendungsbereichen nicht, um den Anforderungen an Manöverleistungen (Flying Qualities) und Handhabungseigenschaften (Handling Qualities) im gewünschten Maße zu entsprechen.

Der Einfluss und die Anpassungsmöglichkeiten durch intelligent gestaltete Knüppelkraftsimulation sollten jedoch nicht unterschätzt werden. In diesem Bereich ist in der Vergangenheit manches ausprobiert worden bis hin zu Bedienorganen, bei denen nicht der Ausschlag, sondern die bei fest montiertem Steuerknüppel vom Piloten aufgebrauchte Kraft als Eingangsgröße abgegriffen wird. Letzteres hat sich in der Praxis allerdings nicht bewährt. Offensichtlich variiert die Kraftübertragungsfunktion des Menschen stärker mit wechselndem Gemütszustand, insbesondere bei Stress, als die Wegübertragungsfunktion. Im Zuge der technischen Entwicklung ergeben sich heute neue Realisierungsmöglichkeiten für variable Knüppelkraftsimulationen zu geringen Kosten. Es ist damit zu rechnen, dass zukünftige Luftfahrzeuge von diesen Möglichkeiten zur Verbesserung von Handling Qualities und Crew-Koordination Gebrauch machen werden.

**Motivation für Fly-By-Wire.** Wenn nun in den Übertragungsstrang zwischen Bedienorganen des Piloten und Kraftverstärkern ein variables Übertragungsverhalten in Abhängigkeit von Flugzustand und Flugzeugkonfiguration realisiert werden soll, stellt sich die Frage nach einem Technologiewechsel. Rein mechanische Lösungen zur Erzeugung von variablen Verstärkungen, Filterfunktionen und Schaltern sind vergleichsweise schwer, aufwändig und wartungsintensiv. Dies ist der Ansatzpunkt für Fly-By-Wire.

Fly-By-Wire eröffnet umfassende Möglichkeiten zur situationsgemäßen Anpassung der Piloteneingaben in ähnlicher Form wie die Aufbereitung der Rückführsignale durch Dämpfungsanlagen. Die Anpassbarkeit unterstützt auch eine Flexibilisierung des Entwicklungsprozesses, indem kleinere Korrekturen mit weniger Aufwand und geringeren Eingriffen in das Gesamtsystem eingebracht werden können.

**Steuerflächenrekonfiguration.** Neben der Variabilität des Übertragungsverhaltens erlaubt die Fly-By-Wire-Technologie zusätzliche funktionale Erweiterungen. Bei mechanischer Signalübertragung existiert eine starre Zuordnung von Bedienorganen zu Steuerflächen. Eine elektronische Flugregelungsanlage ermöglicht eine Abkehr von diesem Prinzip mit relativ geringem Aufwand. Alle Überlegungen in

diese Richtung beziehen sich auf Starrflügelflugzeuge. Bei Hubschraubern existieren vergleichbare Optionen wegen der prinzipiellen Begrenztheit der Aktuatoranzahl nicht.

Die grundlegende Zielsetzung für eine automatische Systemrekonfiguration liegt im Erhalt der Funktionsfähigkeit der Flugregelungsanlage auch bei Ausfall einzelner Steuerflächen. Für Zivilflugzeuge können sich abhängig vom jeweiligen Einsatzfall erhebliche Kosteneinsparungen für die Wartung ergeben, wenn nach Ausfall einzelner Steuerflächen oder ihrer Ansteuerung ein normaler Weiterbetrieb des Flugzeuges möglich bleibt. Die Einsparungen ergeben sich im Wesentlichen aufgrund der gewonnenen Freiheitsgrade für Ort und Zeitpunkt der Reparatur. Zu den Einsparungen gehören ein Verzicht auf infrastrukturelle Einrichtungen an entlegenen Einsatzorten und eine Reduktion freier, vorzuhaltender Transportkapazitäten. Und schließlich erfreut sich der Kunde an der verbesserten Zuverlässigkeit der Beförderungszusage.

Im militärischen Bereich stehen ähnliche Überlegungen im Zusammenhang mit Verwundbarkeitsuntersuchungen. Wenn zum Beispiel eine Steuerfläche durch Beschuss beschädigt ist, lässt sich die Einbuße an Stellautorität theoretisch durch verstärkte Ausschläge anderer Steuerflächen kompensieren. Hierzu bedarf es aber zweier Voraussetzungen. Erstens müssen die Auswirkungen des Fehlers hinreichend genau bekannt sein. Zweitens muss die verbliebene verfügbare Stelleistung ausreichen, um das Flugzeug manövrierfähig zu halten.

Für Zivilflugzeuge sind beide Bedingungen in der Regel erfüllt. Die Fehlermodi sind bekannt und durch Selbstüberprüfung diagnostizierbar. Des Weiteren verfügen Zivilflugzeuge in der Regel über wesentlich mehr installierte Stelleistung als im operationellen Flugbereich erforderlich.

Bei Kampfflugzeugen können die Fehlermodi nach Beschuss wesentlich stärker variieren. Die betroffene Steuerfläche mag fehlen, blockiert sein oder als Windfahne frei beweglich sein. Manche Modi lassen sich leichter identifizieren als andere. In jedem Fall ist ein zusätzlicher Mess- und algorithmischer Aufwand notwendig.

Ein in den letzten zwanzig Jahren untersuchter Lösungsansatz, der versucht weitgehend ohne zusätzlichen Messaufwand auszukommen, nutzt Kalman-Filter zur Zustandsidentifikation. Die Unterschiede zwischen erwartetem Zustand und dessen Kovarianzmatrizen werden mit der tatsächlichen Situation verglichen. Bestimmte Abweichungsmuster lassen dann mittelbar auf gewisse Fehlerzustände schließen und die Ansteuerung der Steuerflächen wird entsprechend angepasst.

Dieses Konzept weist zwei prinzipielle Schwächen auf. Zum einen ist es schwierig eine eindeutige Zuordnung zwischen Muster und Fehlermodus nachzuweisen, insbesondere wenn sehr viele unterschiedliche Muster voneinander unter-

schieden werden sollen. Zum anderen ist ein Zusatzaufwand erforderlich, der die Komplexität der Flugregelungsanlage erheblich steigern kann. Dies führt zu erhöhten Kosten, die Wahrscheinlichkeit von ungewünschten Seiteneffekten steigt, und die Nachweisführung wird erschwert.

Auch die installierte Stelleistung betreffend ist die Situation bei Kampfflugzeugen von der bei Zivilflugzeugen verschieden. Ein Überschuss an installierter Stelleistung ist letztendlich mit einem Massezuwachs des Flugzeuges verbunden, der sich zu Lasten der Gesamtsystemleistungen auswirken kann.

Des Weiteren ist die Wahrscheinlichkeit hoch, dass mehr als eine Steuerfläche oder die Flugsteuerung allein beschädigt sind. Der operationelle Nutzen aufwändiger, aktiver Vorkehrungen ist deshalb nur schwer quantifizierbar.

Aus den genannten Gründen werden Maßnahmen zur Steuerflächenrekonfiguration bei Kampfflugzeugen nur zögerlich eingeführt.

### Elektronische Flugregelungsanlage mit mechanischer Rückfallposition.

Die ersten Fly-By-Wire-Anlagen wurden in analoger Schaltungstechnik ausgeführt. So ist das Command and Stability Augmentation System (CSAS) des TORNADO im Signalflussbereich in Operationsverstärkertechnologie aufgebaut. Für die Betriebsarten- und Fehlerlogik wird diskrete Logik eingesetzt. Selbsttestfunktionen sind als sequentielle Programmabfolge hinterlegt. Einzelne 80-Bit-Worte legen Einspeisungspunkte, Signalamplituden, Zeitverzögerungen, Messpunkte sowie erwartete Messwerte inklusive Toleranzen fest. Gegenüber anderen Systemanteilen, die im ursprünglichen TORNADO-Entwicklungsprogramm bereits digital ausgeführt wurden, wurde für das CSAS im Sinne einer konservativen und vorsichtigen Grundhaltung auf erprobte Technologien gesetzt.

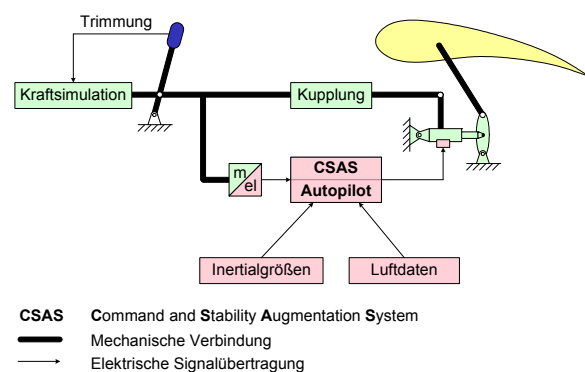


Abb. 4: Elektronische Flugregelungsanlage mit mechanischer Rückfallposition.

Dem allgemeinen technologischen Fortschritt entsprechend kommen in neueren Programmen Digitalrechner zum Einsatz. In manchen Funktionsbereichen wird aber nach wie vor Analogtechnik eingesetzt, zum Beispiel für die Regelschleifen zur

Aktuatoransteuerung.

In einem nächsten Schritt werden die elektrischen Leitungsverbindungen zwischen den Anlagenkomponenten durch Lichtwellenleiter ersetzt werden. Dies erleichtert die Potentialtrennung zwischen den Geräten und führt zu geringerer Störanfälligkeit der Gesamtanlage hinsichtlich elektromagnetischer und elektrostatischer Einwirkungen. Lichtwellenleiter können materialabhängig jedoch durch Teilchenstrahlung in ihren Eigenschaften dauerhaft Schaden nehmen. Dieser Aspekt ist aber nur im Rahmen der nuklearen Härtung relevant, soweit entsprechende Anforderungen existieren. Als Nachteil der Lichtwellenleitertechnik gegenüber einer Kupferdrahtverkabelung muss heute noch die Empfindlichkeit von Leitungen und insbesondere der Verbindungstechnik gegenüber mechanischen Beanspruchungen genannt werden. Fly-By-Light eröffnet somit kaum neue operationelle Perspektiven im Vergleich zu Fly-By-Wire.

Den meisten Fly-By-Wire-Installationen ist das zusätzliche Vorhandensein einer Rückfallposition zu Eigen. Ungeachtet dessen sind Fly-By-Wire-Anlagen in der Regel redundant ausgeführt, um erstens Fehler zwischen den einzelnen Kanälen durch Vergleich zu erkennen (Cross Channel Monitoring) und zweitens nicht gleich bei jedem Ausfall eine Degradierung der Regelungsfunktionen hinnehmen zu müssen (fail-operative).

Eine Rückfallposition kann architekturseitig zwei Kategorien zugeordnet werden. Bei Flugzeugen mit einem Überschuss an installierter Stelleistung werden Steuerflächen stillgelegt, wenn Fehler im Signalverarbeitungspfad oder im Aktuator auftreten. Ein Beispiel für diese Anlagenkonzeption ist die Airbus-Familie seit dem Typ A320 in Bezug auf bestimmte Steuerflächen. Bei der zweiten Kategorie wirkt die Rückfallposition auf die gleichen Aktuatoren ein wie der Fly-By-Wire-Zweig. Der TORNADO ist ein prototypisches Beispiel hierfür.

Beim TORNADO fungiert eine mechanische Ansteuerung der Tailerons als Rückfallposition. Bei gleichsinnigem Ausschlag dienen die Tailerons zur Nicksteuerung, bei gegensinnigem Ausschlag zur Rollsteuerung. Der Aufbau der Aktuatoren ist relativ komplex, da sowohl Eingänge für die elektrische Ansteuerung als auch ein mechanischer Eingang bereitgestellt werden muss. Zusätzlich müssen auf der mechanischen Seite Vorkehrungen zur Begrenzung der Umschalttransienten von der elektrischen in die mechanische Betriebsart getroffen werden. Grundsätzlich stellt sich die Aufgabe der Transientenbegrenzung für alle Umschaltungen zwischen unterschiedlichen Betriebsarten. Überblendfunktionen lassen sich elektronisch allerdings mit weniger Aufwand realisieren als mechanisch.

Das Vorhandensein einer Rückfallposition und die redundante Auslegung elektronischer Systemanteile ergibt sich in der Regel aus den Anforderungen an die Systemintegrität, wie sie in den Zulassungsvorschriften enthalten sind. Den erlaubten

Wahrscheinlichkeiten für katastrophale Fehler und der Forderung nach Dissimilarität für mit Hilfe von Software realisierte Systemanteile sind die nächsten beiden Unterabschnitte gewidmet.

**Katastrophale Fehler.** Hinsichtlich der erlaubten Wahrscheinlichkeiten für katastrophale Fehler enthalten alle militärischen und zivilen Zulassungsvorschriften ähnliche Formulierungen wie JAR-29, der europäischen Zulassungsvorschrift für große Hubschrauber:

*The rotorcraft systems and associated components, considered separately and in relation to other systems, must be designed so that [...] the occurrence of any failure condition which would prevent the continued safe flight and landing of the rotorcraft is extremely improbable.*

An anderer Stelle wird für "extremely improbable" ein maximaler Wert von  $10^{-9}$  pro Flugstunde angegeben. Für andere Luftfahrzeugkategorien ergeben sich abweichende Werte. Für militärische Luftfahrzeuge gilt allgemein ein Richtwert von  $10^{-7}$  pro Flugstunde. Diese Zahlenwerte sind nicht willkürlich gewählt, sondern fußen auf einer Kalkulation, die während der gesamten Flottenlebensdauer bei ordnungsgemäßer Handhabung einen Fehler mit katastrophalen Folgen aus technischen Gründen erlaubt. Der geringere Zahlenwert für militärische Flugzeuge erklärt sich im Wesentlichen durch eine um mehr als eine Zehnerpotenz geringere Flugstundenzahl pro Flugzeug zuzüglich geringfügig anderer Annahmen für die Flottengröße.

In der Realität sind bedauerlicherweise mehr Verluste zu beklagen, die allerdings selten mit der genannten Forderung in Verbindung stehen. Es gibt im Gegenteil Anzeichen dafür, dass Fehlermechanismen, die bei der Sicherheitsanalyse berücksichtigt sind, mit zusätzlichen Reserven beaufschlagt sind, so dass die tatsächlichen Auftretenswahrscheinlichkeiten in der Regel geringer ausfallen sollten. Ein empirischer Nachweis ist hierfür allerdings mangels statischer Basis kaum mit hinreichender Signifikanz möglich.

Die Kunst der Sicherheitsanalyse besteht letztendlich nicht in der Kalkulation von Wahrscheinlichkeiten sondern in der Umsicht, alle denkbaren Fehlermechanismen in Betracht zu ziehen. Bei immer komplexer werdenden Systemen wird dies zunehmend schwieriger und überproportional ressourcenintensiver.

Der Autor bevorzugt in diesem Zusammenhang eine Unterscheidung zwischen erwarteten und unerwarteten Fehlern. Erwartete Fehler umfassen alle Fehlermöglichkeiten, die während der Entwicklung explizit betrachtet werden. Die unerwarteten Fehler bilden demgegenüber eine Terra Incognita. Die Nachweisführung bei sicherheitskritischen Systemen zielt demnach auf die Abdeckung möglichst aller Fehlerzustände, um die unerwarteten Fehler zu einer vernachlässigenden Größe werden zu lassen.

Die Strategien zur Vermeidung erwarteter Fehler

umfassen eine sorgfältige Auswahl der Bauelemente, einen Betrieb dieser Bauelemente weit unterhalb ihrer Belastbarkeitsgrenze, eine hohe Fertigungsqualität, eine Qualifikation unter harten Umweltbedingungen, eine Überwachung aller qualitätsrelevanten Prozesse und Selbsttestfunktionen, die Veränderungen der Gerätefunktionen während der Nutzung identifizieren, bevor sie sich als Fehler äußern.

Trotz einer sorgfältigen Befolgung dieser Strategien, können bis heute simplex aufgebaute elektronische Schaltungen den Zulassungsanforderungen nicht genügen. Deshalb werden alle Verarbeitungskanäle redundant aufgebaut. Abgesehen von wenigen Ausnahmefällen werden fehlerhafte Verarbeitungskanäle automatisch diagnostiziert. Üblicherweise werden die Ergebnisse in allen Kanälen miteinander verglichen. In demokratischer Manier wird der Mehrheit immer der Vorrang eingeräumt (Cross Channel Monitoring). Diese Verfahrensweise erlaubt klare Aussagen unabhängig von der jeweiligen Fehlerursache. Besonders kritisch sind allerdings Pattsituationen. Hier und zur Erhöhung der Anlagenverfügbarkeit können in einzelnen Fällen Plausibilitätsbetrachtungen durchgeführt werden, um die fehlerhaften Kanäle von den funktionsfähigen zu unterscheiden (In-Lane Monitoring). Die Plausibilitätsbetrachtungen setzen immer bestimmte Fehlermodelle voraus und können keine dem Cross Channel Monitoring vergleichbare Abdeckung aller Fehlermöglichkeiten bieten.

Die Strategien zur Vermeidung unerwarteter Fehler sind schwerer zu fassen. Man weiß heute, dass klare, definierte Entwicklungsrichtlinien, eine sorgfältige Berücksichtigung aller ergonomischen Aspekte, ein mehrstufiges Nachweiskonzept, das Bemühen um eine nahezu vollständige Nachweisführung und die Verfügbarkeit dissimilar realisierter Rückfallpositionen helfen, Überraschungen durch unerwartete Fehler zu minimieren.

Rückfallpositionen werden gern relativ einfach ausgeführt, um den Aufwand zu minimieren und den Nachweis ihrer Funktionsfähigkeit umfassend erbringen zu können. Hier bieten sich nach wie vor in den meisten Fällen mechanische Lösungen an. Die Flugregelungsanlage des TORNADO ist ein gutes Beispiel für diese Vorgehensweise.

Die Zulassung des Fly-By-Wire-Systems des Airbus A320 erfolgte vor dem Hintergrund, dass mit einer separaten Ansteuerung von Stabilisator und Seitenruder hinreichende Manövrierbarkeit im gesamten operationellen Flugbereich gewährleistet werden kann. So konnte eine Überprüfung der Integrität des gesamten Elektrysystems gemäß den Anforderungen für sicherheitskritische Systeme vermieden werden.

Das letzte Beispiel führt vor Augen, dass die oben zitierte Zulassungsforderung sich nicht auf einzelne Systeme bezieht, sondern auf das Zusammenspiel aller Systeme. Dementsprechend muss für die Nachweisführung bei Fly-By-Wire-Anlagen auch die elektrische Energieversorgung berücksichtigt werden. Neben funktionalen

Abhängigkeiten, wie in diesem Fall zwischen elektrischer Energieversorgung und Fly-By-Wire-Anlage, müssen aber auch alle möglichen Beeinflussungen zwischen Systemen, die sich aus der Integration in einem Luftfahrzeug ergeben, berücksichtigt werden. Hierzu gehört zum Beispiel die Untersuchung von Hitzeeinwirkung in einzelnen Bauzonen des Luftfahrzeugs.

**Dissimilarität.** Im letzten Unterabschnitt sind schon einige Beispiele für Dissimilarität genannt worden. Dissimilarität bezeichnet das Vorhandensein verschieden realisierter Systeme oder Systemanteile, die die gleiche Funktion wahrnehmen können. Besondere Bedeutung wird Dissimilarität im Bereich der software-gestützten Systeme zugemessen und die Forderung nach Dissimilarität ist ein Bestandteil der Zulassungsvorschriften für die zivile Luftfahrt (siehe EUROCAE ED-12B bzw. RTCA/DO-178B).

Für Funktionen, die ganz oder teilweise in Software realisiert sind, ist die Forderung nach einer maximal zulässigen katastrophalen Fehlerrate nur für die Hardware anwendbar. Software enthält keine Fehler in dem Sinne, dass etwas, was vorher funktionierte, plötzlich ein anderes Verhalten zeigt. Software-Fehler sind ein Entwicklungsprodukt und somit von Anfang an virulent vorhanden. Sie treten in Erscheinung, wenn bestimmte Eingangszustände auftreten. Werden diese Fälle nicht während der Entwicklung durch entsprechende Verifikationsmaßnahmen entdeckt und anschließend behoben, bedeuten sie eine latente Gefährdung der Systemintegrität.

Nun lässt sich natürlich eine Forderung nach fehlerfreier Software konstatieren. Doch ist diese Forderung nur für einfache Algorithmen erfüllbar. Da gerade software-gestützte Systeme dazu einladen und genutzt werden, komplexe Algorithmen zu implementieren, müssen Alternativen gefunden werden, um die entsprechende Systemintegrität zu gewährleisten. Software-Fehler sind eindeutig den unerwarteten Fehlern zuzuordnen. Dementsprechend finden die oben genannten Strategien gegen unerwartete Fehler Anwendung. Hierzu gehört auch die Dissimilarität

Trotz der Attraktivität von dissimilaren Lösungen ist allerdings Vorsicht geboten. Erstens wird der Begriff „dissimilar“ gern schlagwortartig in die Diskussion geworfen. Es ist in jedem Fall aber genau zu untersuchen, welche Funktionen dissimilar implementiert werden und welche unerwarteten Fehler prinzipiell dadurch abgedeckt sind. Eine dissimilare Implementierung umfasst in der Regel neben einer andersartigen technischen Lösung auch verschiedenartige Vorgehensweisen zur Lösungsfindung und Nachweisführung.

Zweitens ist das Vorhandensein einer zusätzlichen dissimilaren Implementierung ein schlechtes Argument, um Schwächen in der Nachweisführung für die einzelnen unabhängigen Realisierungen einer Funktion zu dulden. Es fällt immer wieder schwer, in der Praxis streng an diesem

Grundsatz festzuhalten.

Drittens ist Dissimilarität kein Allheilmittel, da die Komplexität des Gesamtsystems ansteigt. Ingenieurtechnisch angenehm sind die Fälle, in denen man die ultimative Verantwortung für die Auswahl unter den dissimilaren Verarbeitungskanälen an den Benutzer übertragen kann. Dies ist aber aus zwei Gründen keine wirklich befriedigende Lösung. Zum einen muss der Benutzer auf der Basis der Kenntnis des Systemzustandes wirklich in der Lage sein, eine korrekte Entscheidung zu fällen. Vorschnelle Zuweisungen der Verantwortung an andere seitens der Entwickler können aufgrund einer vielschichtigen Motivationslage prinzipiell nicht ausgeschlossen werden. Zum anderen müssen Wahrnehmbarkeit des Systemzustandes und erforderliche Reaktionszeiten dem Menschen angemessen sein.

Sofern die Auswahl automatisch erfolgen soll, stellt sich die Frage nach der Integrität des Auswahlalgorithmus und dessen Implementierung. Chancen für eine Verschlechterung der Gesamtsystemintegrität sind in diesem Fall trotz gegenteiliger Absichten durchaus gegeben. Zudem können Beschränkungen der Systemdynamik erforderlich sein, um einen Auswahlalgorithmus rechtzeitig wirksam werden zu lassen. Unter dem Gesichtspunkt der Gesamtsystemleistung wird dies selten willkommen sein.

#### UMSETZUNG NICHT- FLUGZEUGDYNAMISCHER SYSTEMANFORDERUNGEN

**Zusatzaufgaben.** Das Vorhandensein von digitalen Reglern gilt vielen als eine Aufforderung Zusatzaufgaben zu definieren, die an anderer Stelle im Gesamtsystem Verbesserungen erlauben. Von der Vielzahl der realisierten und denkbaren Funktionen wird hier beispielhaft auf automatische Flugbereichsbegrenzungen und unterstützende Maßnahmen zur Lebensdauerverlängerung der Flugzeugzelle eingegangen.

Automatisch wirkende Flugbereichsbegrenzungen wurden und werden zwischen den großen zivilen Flugzeugbaufirmen und unter Piloten kontrovers diskutiert. Was manchen als Gängelung durch grundsätzlich fehlerbehaftete Systeme erscheint, gilt anderen als sinnvolle Maßnahme die Flugsicherheit zu erhöhen und die Arbeitsbelastung der Piloten zu reduzieren. Schlagartig wirksam werdende Begrenzungen früher Implementierungen haben dieser Funktionalität in Pilotenkreisen zu Recht einen schlechten Ruf eingebracht. Leistungsfähige Digitalrechner erlauben heute ein sanftes Ausblenden der Stellautorität. Überraschungseffekte für die Piloten sind so vermeidbar.

Abseits dieser teils ideologisch aufgeladenen Diskussionen kann eine Reduktion der Pilotenbelastung für Flugsteuerungsaufgaben weitgehenden Einfluss auf die Gesamtkonzeption eines Luftfahrzeuges besitzen. Wenn die Arbeitsbelastung des Piloten für Flugsteuerungsaufgaben soweit herunter-

gefahren werden kann, dass er zusätzlich auch alle anderen Missionsaufgaben wahrnehmen kann, lässt sich die Zahl der Besatzungsmitglieder reduzieren. Der Schritt vom Zwei-Mann-Cockpit des TORNADO zum Ein-Mann-Cockpit des EF2000 belegt diesen Fortschritt. Ein Besatzungsmitglied weniger verringert die Flugzeugmasse durch Wegfall der Person, der erforderlichen Lebenserhaltungssysteme, und duplizierter Informationsaufbereitungs- und -darstellungsausrüstung sowie weitere, nachgelagerte Effekte.

Lebensdauererlängernde Wirkungen lassen sich durch Verstärkungskennlinien, die auf die Lastverteilung im Flugzeugrumpf Rücksicht nehmen, erzielen. Hierzu bedarf es mehrfacher Steuerflächen, mit denen sich die gleichen Wirkungen erzeugen lassen sowie eines Flugreglers, in dem sich diese Kennlinien ohne großen Aufwand implementieren lassen. Demgegenüber stehen Einsparungen in der mechanischen Konstruktion, indem auf mechanische Begrenzungsmaßnahmen verzichtet oder Material eingespart werden kann, weil sich das Flugzeug bei gleich bleibender Lebensdauererwartung leichter bauen lässt.

**Instabile Luftfahrzeugkonfiguration.** Eine besondere flugregelungstechnische Herausforderung stellen instabile Luftfahrzeugkonfigurationen dar. Genau genommen ist nicht jede Instabilität an sich schon kritisch. Man denke zum Beispiel an den Geradeauslauf von Kraftfahrzeugen. Der geübte Autofahrer wird hier normalerweise auf motorischer Ebene als stabilisierender Regler fungieren, ohne dass sich eine nennenswerte Arbeitsbelastung feststellen lässt. Kritisch wird es erst, wenn der Pilot die Instabilitäten nicht mehr ausregeln kann. Systemarchitekturen, die eine Rückfallposition in Form fester Kennlinienzuordnungen von Bedienorganen zu Steuerflächen aufweisen, sind in diesem Fall nicht mehr adäquat. Mechanisch implementierte Rückfallpositionen kommen somit kaum noch in Betracht. Es wird dadurch erheblich schwerer alle Integritätsanforderungen zu erfüllen.

Die Schlussfolgerung sollte demgemäß in einem Verzicht auf instabile Luftfahrzeugkonfigurationen liegen, es sei denn es gibt zwingende Gründe oder bestechende Vorteile. An zwei Beispielen soll aufgezeigt werden, warum trotz dieser Warnung instabile Luftfahrzeuge entwickelt werden.

Ein Hubschrauber soll in verschiedenen Teilstreitkräften vier europäischer Nationen mehrere Vorgängermuster ablösen. Entsprechend vielschichtig sind die Anforderungen. Das Ladevolumen soll zum Transport verschiedener Fahrzeugklassen ausreichend dimensioniert sein. Die Abmessungen sollen Grenzen nicht überschreiten, die den Betrieb von existierenden Schiffen aus ausschließen würden. Und schließlich soll der Hubschrauber allwettertauglich mit einer hohen Verträglichkeit gegenüber Seitenwindinflüssen sein. Diese Forderungen sind insoweit inkompatibel, dass dynamische Instabilitäten in Teilen des operationellen Flugbereiches nicht von

vorn herein ausgeschlossen werden konnten. Die Flugregelungsanlage musste deshalb entsprechend ausgelegt werden.

Stellen sich die Instabilitäten im beschriebenen Fall eher als nachrangiger Effekt ein, der notwendigerweise in Kauf genommen werden muss, so ist die bewusste instabile Auslegung bei Kampfflugzeugen durch deutlich verbesserte Gesamtsystemleistungen motiviert.

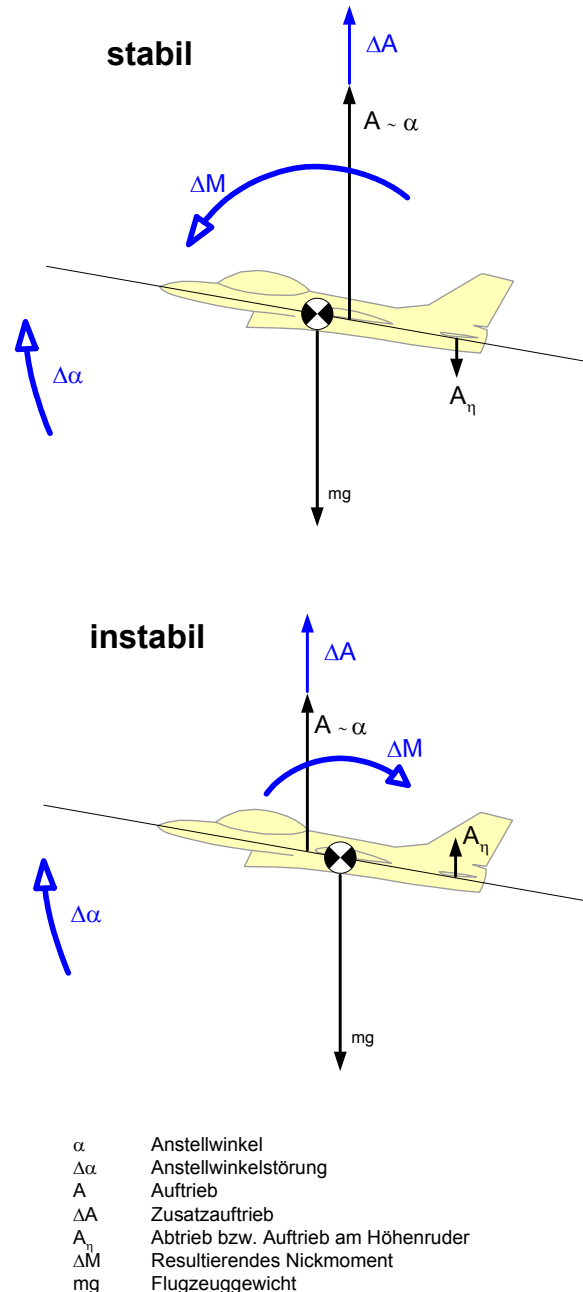
Für das Verständnis der Zusammenhänge ist ein kurzer flugmechanischer Exkurs erforderlich. Betrachtet man ein Flugzeug im Geradeausflug, so bedeutet Stabilität um die Nickachse, dass Störungen in der Anströmung ausgeglichen werden, also ein Rückschwingen in den Ausgangszustand erfolgt. Die Unterschiede zwischen stabiler und instabiler Flugzeugkonfiguration ergeben sich aus der relativen Lage von Schwerpunkt, Hauptauftriebsvektor und aerodynamischen Kräften am Höhenruder zueinander.

Bei einer stabilen Flugzeugkonfiguration folgt die Anordnung über die Flugzeuglängsachse von vorn nach hinten der Aufzählungsreihenfolge. Eine ausgeglichene Nickmomentenbilanz setzt voraus, dass bei nach oben zeigendem Hauptauftrieb  $A$  am Höhenruder ein Abtrieb  $A_{\eta}$  erzeugt werden muss. Eine atmosphärische Störung, die zu einer Erhöhung des Anstellwinkels  $\alpha$  führt, hat wegen der Anstellwinkelabhängigkeit des Auftriebs eine Erhöhung des Hauptauftriebsvektors und damit auch ein rückdrehendes Moment  $\Delta M$  um den Schwerpunkt zur Folge. Die Drehbewegung stoppt, wenn sich nach Verkleinerung des Anstellwinkels wieder eine ausgeglichene Nickmomentenbilanz einstellt.

Bei einer instabilen Flugzeugkonfiguration setzt der Hauptauftriebsvektor vor dem Schwerpunkt an. Bei gleichartiger atmosphärischer Anstellwinkelstörung wie zuvor, führt die Vergrößerung des Hauptauftriebsvektors nun zu einem die Bewegung anfachenden Moment. Somit ist die Drehung um die Nickachse instabil und zur Stabilisierung bedarf es eines dezidierten Eingriffs am Höhenruder.

Die bisherigen Überlegungen beschreiben den Unterschied zwischen stabiler und instabiler Flugzeugkonfiguration, erklären aber noch nicht den positiven Effekt auf die Gesamtsystemleistungen. Wenden wir uns nun der Kräftebilanz in beiden Fällen zu, so sollte dies schnell verständlich werden. Im Einklang mit den mechanischen Grundgesetzen ist diese Kräftebilanz dafür verantwortlich, ob das Flugzeug steigt, sinkt oder die Flughöhe beibehält.

Bei der stabilen Flugzeugkonfiguration muss der Hauptauftriebsvektor Gewicht und Abtrieb am Höhenruder kompensieren. Bei der instabilen Konfiguration müssen Hauptauftriebsvektor und der am Höhenruder erzeugte Auftrieb zusammen dem Gewicht entsprechen. Anhand dieses Unterschiedes sollte klar sein, dass die instabile Flugzeugkonfiguration die ökonomischere Variante darstellt.



**Abb. 5:** Stabile und instabile Flugzeugkonfiguration (Reaktion auf eine positive Anstellwinkelstörung).

Mit dem aerodynamischen Auftrieb entsteht auch aerodynamischer Widerstand. Je größer der Auftrieb, desto größer auch der Widerstand. Bei der instabilen Flugzeugkonfiguration ist also mit einem geringeren aerodynamischen Widerstand zu rechnen. Weniger Widerstand bedeutet weniger Kraftstoffverbrauch. Weniger Kraftstoffverbrauch lässt sich für eine vergrößerte Reichweite und/oder eine Reduzierung der Abflugmasse verwenden, wodurch sich wiederum erforderlicher Auftrieb und parasitärer Widerstand reduzieren lassen. Kleinere Bauformen bei gleichen flugmechanischen Leistungen helfen, tendenziell die Signatur in allen Frequenzbereichen zu verringern,



was die Entdeckungswahrscheinlichkeit verringert.

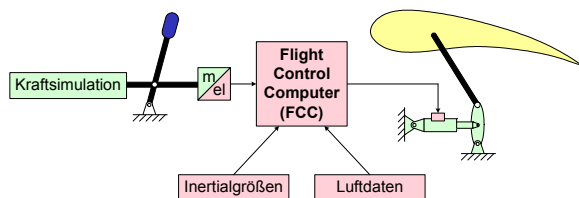
Man kann die Liste der unmittelbaren und mittelbaren Effekte auf die Gesamtsystemleistungen noch weiterführen. Abschätzungen zu Folge führt eine instabile Flugzeugkonfiguration bei gleichen Gesamtsystemleistungen zu einer Größenreduktion von 20 bis 30 Prozent im Vergleich zu einer stabilen Auslegung.

**Elektronische Flugregelungsanlage ohne mechanische Rückfallposition.** Instabile Luftfahrzeugkonfigurationen ziehen zwei grundsätzlich neue Anforderungen an die Flugregelungsanlage nach sich. Zum einen müssen die Integritätsforderungen ohne Rückgriff auf eine mechanische Rückfallposition erfüllt werden. Zum anderen bemisst sich die erforderliche Stelleistung nicht mehr nach der gewünschten Agilität, sondern muss anhand des Bedarfs nach stabilisierenden Steuermomenten bestimmt werden.

Um die Integrität der Flugregelungsanlage in Bezug auf die gesteigerten Anforderungen an den elektronischen Anlagenteil zu gewährleisten, bieten sich grundsätzlich zwei Vorgehensweisen an. Man kann entweder die Zuverlässigkeit der einzelnen Kanäle erhöhen oder eine größere Anzahl paralleler Kanäle installieren. Soweit überhaupt möglich sollte zunächst der erste Weg beschritten werden, doch lässt sich bisher eine Erhöhung des Redundanzgrades nicht vermeiden.

Parallele Kanäle können entweder similar oder dissimilar ausgeführt werden. Eine similar Auslegung vereinfacht die Integritätsüberprüfung durch Cross Channel Monitore. Dissimilarität ist weiter oben bereits eingehend behandelt worden.

Der gängigste Architekturansatz bündelt auf unterer Ebene similar Kanäle. Wenn in dem similaren Zweig kein gültiges Signal mehr erzeugt werden kann, wird auf einen anderen Signalverarbeitungszweig, der dissimilar ausgeführt sein kann, intern aber wieder aus similaren Kanälen besteht, umgeschaltet. Die gegenseitige Überwachung dissimilar ausgeführter Kanäle ist aller praktischen Erfahrungen nach nur für einfache Funktionen empfehlenswert.



**Abb. 6:** Elektronische Flugregelungsanlage ohne mechanische Rückfallposition.

In Extremfällen kann es sinnvoll sein, nur einen Signalverarbeitungszweig zu implementieren. Dies ist insbesondere der Fall, wenn die Reaktionsfähigkeit des Piloten zu Fehlererkennung und Umschaltung nicht ausreicht und eine automatische Umschaltlogik

nicht ohne erhebliche Einbußen an Agilität realisierbar ist. So basiert die Flugregelungsanlage EF2000 auf einer Struktur aus vier similaren Verarbeitungskanälen.

Es ist ein häufig strapazierter Mythos, dass die Hauptvorteile einer instabilen Flugzeugkonfiguration in erhöhter, nutzbarer Agilität liegen, wie weiter oben begründet. Eine hohe Agilität kann natürlich erreicht werden, doch darf der begrenzte Einfluss der verfügbaren Stelleistung nicht außer Acht gelassen werden. Ein hoher Grad an Instabilität kann sich sogar als eher kontraproduktiv herausstellen, wenn hochdynamischen Vorgängen aus Flugsicherheits-erwägungen heraus frühzeitig entgegengewirkt werden muss.

### ZUSAMMENFASSUNG

Neue Anlagentechnologien und neuartige Systemarchitekturen werden in der Flugregelung nur eingeführt, wenn sich entsprechende operationelle Vorteile nachweisen lassen. Die Anwendung dieses Prinzips lässt sich anhand der Evolutionsgeschichte von Flugregelungsanlagen für in Serie gebaute Luftfahrzeuge konstant belegen. Auf einen Mangel an Innovationslust sollte allerdings hieraus nicht geschlossen werden. Experimentierfreude wird in Forschungs- und Technologievorhaben ausgelebt. Ursache für die konservative Grundhaltung sind die hohen Integritätsforderungen an sicherheitskritische Systeme in der Luftfahrt.

Die langjährigen Erfahrungen mit sicherheitskritischen Flugregelungsanlagen, die eingetübten Verfahrensweisen im Umgang mit Ihnen über den gesamten Produktlebenszyklus hinweg und die persönlichen Haltungen aller Beteiligten können für ähnliche mechatronische Anwendungsfälle in anderen technischen Systemen hilfreich sein. Dies gilt insbesondere für den Einsatz von By-Wire-Technologien in sicherheitskritischen Applikationen.

## LITERATUR

Die nachfolgenden Literaturangaben bilden keinen vollständigen Quellennachweis für die im Text angesprochenen Themen. Dies würde den Rahmen der Veröffentlichung sprengen und ist im Kontext des Kooperationsforums wohl auch nur von untergeordnetem Wert.

**Zulassungsvorschriften.** Auf die folgenden Zulassungsvorschriften wurde im Text direkt Bezug genommen:

JAR-29: Large Rotorcraft, Airworthiness standards for the certification of rotorcraft with maximum weights greater than 6000 lbs. Amendment 3, 2002.

RTCA/DO-178B / EUROCAE ED-12B: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification. 1992.

**Lehrbücher:** Die meisten in Forschung und Lehre verwendeten Werke konzentrieren sich darauf, wie bestimmte Auslegungsverfahren prinzipiell anzuwenden sind. Implementierungsfragen und Vergleiche mit Alternativtechnologien werden leider häufig nur kurz angerissen. Eine weitreichende Abhandlung des Themas bietet zum Beispiel:

R. Brockhaus: Flugregelung. Springer-Verlag, Berlin Heidelberg New York usw., 1994.

Die folgenden beiden Bücher geben einen generellen Überblick über real entwickelte Flugregelungsanlagen, haben allerdings mehr beschreibenden Charakter und mögen nicht immer allen Ansprüchen an wissenschaftliche Literatur entsprechen. Für einen Einstieg in die Technologien, die im Bereich der Flugregelung angewendet wurden und werden, besitzen sie dennoch einen hohen Wert:

K. Kracheel: Flugführungssysteme – Blindfluginstrumente, Autopiloten, Flugsteuerungen. Bernard & Graefe Verlag, Bonn, 1993.

E. T. Raymond, C. C. Chenoweth: Aircraft Flight Control Actuation System Design. Society of Automotive Engineers, Warrendale, 1993.

## BIOGRAPHIE

Dieter Scheithauer studierte von 1977 bis 1980 Elektrotechnik an der Universität der Bundeswehr München und wurde 1987 von derselben Fakultät zum Doktor-Ingenieur promoviert. 1988 schied er nach zwölfjähriger Dienstzeit aus der Luftwaffe aus. Anschließend arbeitete er als Systemingenieur und später als Programmmanager bei der IABG. 1999 erfolgte ein Wechsel zur EADS als Fachberater Systemprozesse. Im Laufe seines bisherigen Berufslebens trug er in verschiedenen Funktionen zur Entwicklung der Flugregelungsanlagen wesentlicher europäischer Militärflugzeug- und Hubschrauberentwicklungsprogramme bei. Daneben setzte er seine Kenntnisse zur Entwicklung unkonventioneller bord- und bodengebundener Mess- und Regelungsanlagen ein.