

SIGNAL- UND MODELLBASIERTE KONZEPTE ZUR ELEKTRONISCHEN LASTBEGRENZUNG IM ANTRIEBSSTRANG VON HOCHAUFTRIEBSSYSTEMEN

U. Neumann, B. Holert, U. B. Carl
Technische Universität Hamburg–Harburg
Arbeitsbereich Flugzeug–Systemtechnik, D-21071 Hamburg

ÜBERSICHT

In heute herkömmlichen Landeklappensystemen wird die zur Positionierung notwendige mechanische Leistung von einer zentralen hydraulischen Antriebseinheit bereitgestellt und über eine Wellentransmission zu jedem der Rotationsaktuatoren in den beiden Tragflügeln geführt. Dabei bewegen die Aktuatoren die einzelnen Profilflächen über ein Führungsgetriebe entlang einer definierten Bahn. Mechanische Lastbegrenzereinrichtungen sind vorgesehen, um eine lokale Überlast von Antriebskinematik und Struktur zu vermeiden, wenn deren Bewegung durch ein Klemmen der Klappenführungsmechanismen gestört wird. Im Rahmen dieses Artikels sind Konzepte zur signal- sowie modellbasierten Lastbegrenzung im Antriebsstrang von Hochauftriebssystemen vorgestellt, welche einen Systementwurf ohne Torque Limiter ermöglichen.

Anhand eines Modells für das Hochauftriebssystem wurden Signalmuster identifiziert, die eine Merkmalsextraktion ermöglichen und somit einen Fehlerzustand eindeutig anzeigen. Die Merkmalsextraktion der signalbasierten Fehlerdiagnose basiert dabei auf einem Vergleich der aktuellen Zustände mit gespeicherten fehlerfreien Parameterwerten. Im Gegensatz dazu vergleichen die modellgestützten Diagnoseverfahren die aktuellen Zustände mit solchen Zuständen, die von einem Beobachter abgeschätzt werden, um den Klemmfall zu detektieren.

SCHLAGWORTE

Hochauftriebssystem; Flap; PCU; Torque Limiter; Lastbegrenzung; Modellbildung; Diagnose; Fehlererkennung; Spektralzerlegung; Beobachter; Ordnungsreduktion

1 EINLEITUNG

Die Auslegung der primären Ausrüstungssysteme in heutigen Transportflugzeugen steht in einem originären Zusammenhang mit deren Zuverlässigkeit sowie der im wesentlichen durch das Gewicht und den Wartungsaufwand bestimmten Betriebskosten. Dabei ist die besondere Schwierigkeit gegeben, die notwendige Systemverfügbarkeit einzuhalten, ohne dabei das Gewicht durch zusätzliche Komponenten oder Strukturen zu erhöhen. Zum Schutz der Sicherheit sind in heutigen Antriebssystemen mit verzweigter Wellentransmission und mechanischen Stellglie-

dern für die Hochauftriebshilfen großer Transportflugzeuge Lastbegrenzereinrichtungen (*engl.* Torque Limiter, TL) vorgesehen, um bei Fehlerfällen wie Klemmen der Klappenführungsmechanismen eine lokale Überlast in Antriebskinematik und Struktur zu vermeiden. Dadurch ist es möglich, die dimensionierenden Bauteillasten und damit die Masse für Mechanik und Klappenstruktur auf einem Niveau zu halten, das deutlich unterhalb der Last aus dem maximalen Antriebsmoment der Antriebseinheit liegt. Auf der Basis mechanischer Komponenten stellen diese heutigen Torque Limiter zweifelsohne eine Optimallösung dar, die allerdings aufgrund ihres komplexen Aufbaus zu Masse und Betriebskosten beitragen und darüber hinaus funktionsbedingt nur bei Fehlerfällen aktiv sind. Bei engen Auslegungsmargen und parametrisch sensitiver Systemdynamik können die Torque Limiter andererseits bei intaktem und fehlerfreiem System ansprechen (*engl.* Nuisance lock-out) und das System blockieren. Um das Gewichtsoptimierungspotential auszuschöpfen und andererseits solche Fehlfunktionen zu vermeiden, werden in Zusammenarbeit mit der AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH im Rahmen des Vorhabens *Elektronisch geregelter Überlastschutz in Hochauftriebssystemen* signal- sowie modellbasierte Konzepte zur Lastbegrenzung im Antriebsstrang von Hochauftriebssystemen untersucht.

2 MODELLBILDUNG

Dieser Abschnitt befaßt sich sowohl mit einer einführenden Systembeschreibung als auch mit der dynamischen Modellbildung des Hochauftriebssystems des AIRBUS A340. Das nichtlineare Streckenmodell der PCU beruht dabei auf den Analysen von [2, 9], während sich die Beschreibung der Wellenelemente auf [7] abstützt. Das Gesamtmodell des Hochauftriebssystems ist Diskussionsgrundlage für die anschließenden Untersuchungen zur elektronischen Lastreduktion.

2.1 Einführende Systembeschreibung

Wie Bild 1 verdeutlicht, wird die Auftriebserzeugung in der Start- und Landephase für den AIRBUS A340 pro Flügelseite durch zwei FOWLER-Klappen an der Flügel-Hinterkante sowie durch sieben Vorflügel unterstützt. Gegenstand der weiteren Diskussion sind ausschließlich die FLAP-Systeme, deren gesamte Landeklappenfläche auf ein

Inboardflap und ein Outboardflap verteilt ist. Das System wird durch die zentral im Rumpf installierte hydromechanische Antriebseinheit (*engl. Power Control Unit, PCU*) gesteuert [11]. Aus Redundanzgründen ist die PCU mit zwei Antriebssträngen ausgerüstet, die jeweils einen Hydromotor inklusive Steuerungselemente sowie eine hydraulisch entsperbare Bremse (*engl. Pressure Off Brake, POB*) besitzen. Ein PCU-Differentialgetriebe verbindet die

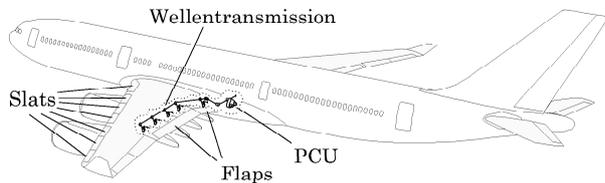


BILD 1: Hochauftriebsflächen beim AIRBUS A340

beiden Antriebsstränge. Ein nachgeschaltetes T-Getriebe stellt abschließend die gewünschte Gesamtübersetzung des PCU-Getriebes her und dient zum Anschluß des linken und rechten Transmissionswellenstrangs. Nach Bild 2 besitzt das Wellentransmissionssystem zwei unterschiedliche Umlenkgetriebe. Ein rechtwinkliges Umlenkgetriebe (*engl. Right Angle Gear, RAG*) führt den Strang aus der Rumpfmittle an die Hinterkante des Flügelkastens. Im Bereich des Flügelknicks wird der Wellenstrang von einem winkligen Getriebe (*engl. Kink Bevel Gear, KBG*) umgelenkt. Durch Stützlager (*engl. Steady Bearing Assembly, SBA*) zwischen einzelnen Wellensegmenten wird der Wellenstrang an der Flügelstruktur gelagert. Kardangelenke (*engl. Universal Joint Assembly, UJA*) und Längenausgleichselemente (*engl. Plunging Joints, PJ*) verhindern Verspannungen bei einer Flügeldurchbiegung. An den äußeren Enden des Wellentransmissionssystems sind hydraulisch betätigte Bremsen (*engl. Wing Tip Brake, WTB*) angebracht, die im Fehlerfall, z.B. bei einem Wellenbruch, aktiviert werden und somit eine asymmetrische Stellung der Landeklappen beider Flügelhälften verhindern. Zur gewichtsoptimalen Systemauslegung sind im Hauptwellenstrang vor der PCU Systemlastbegrenzer (*engl. System Torque Limiter, STL*) installiert.

An der Antriebseinheit und den beiden äußeren Enden des Hauptwellenstrangs befinden sich Winkelpositionsggeber (*engl. Feedback Position Pick off Unit, FPPU* und *Asymmetry Position Pick off Unit, APPU*), mit denen die aktuelle Position der Landeklappen bestimmt und ggf. eine asymmetrische Stellung der Klappen erkannt werden kann. Die Führungsstationen haben die Aufgabe, die Landeklappen in einer definierten Stellung zum Tragflügel zu halten bzw. zu führen. Der Klappenkörper ist über eine Antriebsstange mit dem Rotationsaktuator (*engl. Rotary Actuator, RA*) verbunden. Durch eine Schwenkbewegung des Antriebshebels wird die Klappe ausgefahren und in die gewünschte Position für Reiseflug, Start und Landung überführt. Dabei existiert ein eindeutiger kinematischer Zusammenhang zwischen der Wellen- und der Klappenposition der Landeklappen. Die einzelnen Antriebsstationen sind durch Abzweiggetriebe (*engl. Down Drive Gear, DD*)

mit der Wellentransmission verbunden. Die Hauptkomponenten sind hier der Rotationsaktuator und der Aktuatorlastbegrenzer (*engl. Actuator Torque Limiter, ATL*) mit einem angeflanschten Umlenkgetriebe. Der Lastbegrenzer verhindert eine Überbeanspruchung der Klappe bzw. der Struktur der Klappenführungs kinematik, indem er bei Erreichen des Auslösemoments anspricht und das gesamte System durch Bremswirkung stilllegt. Das Reaktionsmoment wird dabei von der Befestigung des Lastbegrenzers an die Flügelstruktur abgegeben.

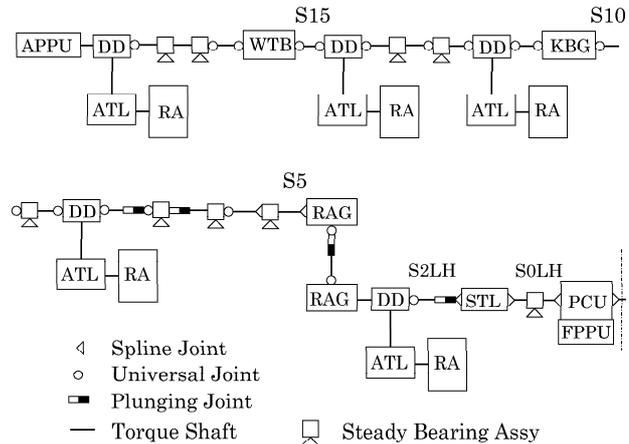


BILD 2: Komponenten und Aufbau des linken Landeklappensystems des AIRBUS A340-600

2.2 Gesamtmodell des Hochauftriebssystems

Am Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik der *Technischen Universität Hamburg-Harburg* entstand ein vollständiges strukturdiskretes Modell für das oben beschriebene Hochauftriebssystem des AIRBUS A340 auf der Basis eines numerischen Simulationsmodells unter MATLAB-SIMULINK. Die Modellentwicklung und Parametrisierung orientierte sich an dem AIRBUS A340-600 System-Prüfstand, der im AIRBUS-Werk in Hamburg Finkenwerder zur Zulassung des entsprechenden Hochauftriebssystems errichtet wurde. Mit Ausnahme der PCU bleibt die Betrachtung zunächst auf eine Flügelhälfte und insofern auf ein Halbsystem beschränkt. Darüber hinaus wurde mittels Simulation des entstandenen Modells das physikalische Verhalten des Systems für den Nominal- und den Klemmfall aufgezeigt. Durch einen Vergleich der Ergebnisse mit gemessenen Werten des realen Systems konnte so das Modell für alle Bewegungs- und Lastzustände verifiziert werden.

Das nichtlineare Streckenmodell der PCU stützt sich dabei auf der mathematischen Beschreibung von RECHTER [9] und FLEDDERMANN [2] ab. Das Modellkonzept basiert auf einem druckgesteuerten Ventilschieber und einem Schrägscheiben-Axialkolbenmotor.

Der allgemeine Wellenabschnitt mit dem das Transmissionssystem approximiert wird, ist ausführlich in [7] vorgestellt. Das Ersatzmodell modelliert ein elastisches Wellenelement mit der Steifigkeit c und der Strukturdämpfung d unter Berücksichtigung eines Spiels ϕ_{bl} , einer

äußeren Reibung M_R , eines Massenträgheitsmoments J und eines Getriebes, beschrieben in Form einer Übersetzung i und eines Wirkungsgrades η .

Da in den nachfolgenden Untersuchungen ein Konzept zur elektronischen Lastreduktion aufgezeigt werden soll, sind zunächst die mechanischen Torque Limiter aus dem verifizierten Modell durch entsprechende mechanische Anbindungen (DS, S1) zu ersetzen. Mit der symbolischen

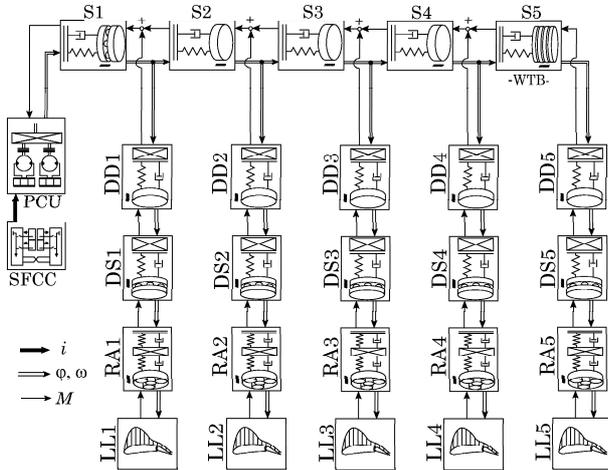


BILD 3: Nichtlineares Simulationsmodell des Torque Limiter freien Hochauftriebssystems

Darstellung der Power Control Unit (PCU), den Shaft Elementen (S), der Wing Tip Brake (S5), den Down Drives (DD), den Rotations Aktuatoren (RA) und den Luftlasten (LL) werden die mechanischen Gegebenheiten eines vom Torque Limiter befreiten Hochauftriebssystems durch die Anordnung in Bild 3 wiedergegeben. In diesem Aufbau erhält die PCU ein Kommandosignal i von dem Slat-Flap-Control-Computer (SFCC). Die PCU und jedes weitere Element überträgt auf den nachfolgenden Wellenabschnitt einen Drehwinkel φ und eine Winkelgeschwindigkeit ω . Gleichzeitig werden die Elemente durch die Momente M belastet, die sich als Reaktionsmomente aus den Zuständen des nachfolgenden Wellenabschnitts ergeben. Um die Funktion der Abzweiggetriebe an den Down Drives eins bis fünf zu realisieren, werden die Bewegungszustände $\varphi_{S,i}$ und $\omega_{S,i}$ $i \in [1, 5]$ sowohl auf die Shaftabschnitte $i + 1$, als auch auf die Eingänge der Down Drives i übertragen. Darüber hinaus werden die Shaftabschnitte i mit der Summe aus den Reaktionsmomenten $M_{DD,i}$ und $M_{S,i+1}$ belastet. Die im Flug auf die Abschnitte der Rotationsaktuatoren i wirkenden Luftlasten $M_{LL,i}$ sind in Kennlinien abgelegt und stellen eine Funktion der Positionen der Antriebshebel der Rotationsaktuatoren $\varphi_{RA,i}$ und der Spoilerwinkel $\delta_{s,i}$ dar.

3 SIGNALBASIERTE DIAGNOSE

Das signalgestützte Verfahren entnimmt die Fehlerinformation zur Diagnose aus der Messung signifikanter Signale des Kernmodells nach Bild 3. Die Merkmalsextraktion dieser Signale basiert dabei auf einer Spektralzerlegung mit Hilfe der LEGENDRE-Polynome, so daß ein charakte-

ristisches Spektrum entsteht. Aus den Anteilen der jeweiligen Elementarsignale für den Nominal- und den Klemmfall lassen sich stellvertretende Gebiete für den jeweiligen Betriebszustand entwickeln. Diese Gebiete können mit Hilfe von Grenzwerten voneinander getrennt werden, so daß eine Überschreitung dieser Schwellwerte einen Übergang in den Klemmzustand bedeutet. Auf diese Weise ist der Fehler diagnostiziert und das System kann in einen sicheren Zustand überführt werden.

3.1 Prinzip der vorgestellten Diagnose

Das orthogonale Funktionssystem der LEGENDRE-Polynome der Ordnung i ist im Definitionsbereich $z \in (-1, 1)$ als

$$(1) \quad L_i(z) = \frac{1}{2^i \cdot i!} \cdot \frac{d^i}{dz^i} \cdot (z^2 - 1)^i, \quad z \in (-1, 1),$$

definiert [1]. Ausgehend von der Zusammenfassung der orthogonalen Polynome $L_i(z)$ in einen Basisfunktionsvektor $P_n(z)$ und der Monome $\theta_n(z)$ in einen Monomvektor $\theta_n(z)$ n -ter Ordnung können die Polynome durch die Systemkoeffizienten-Matrix kompakt notiert werden:

$$(2) \quad P_n(z) = [L_0(z) \quad L_1(z) \quad \dots \quad L_n(z)]^T \\ = \bar{P}_n \cdot \theta_n(z).$$

Bekannterweise können periodische Signale mit der FOURIER-Reihenentwicklung in ihre Spektren, d.h. in sinus- und cosinusförmige Anteile zerlegt werden. Entsprechend können Signale $f(z)$, die auf einem Intervall $z \in (a, b)$ definiert sind, durch die Basisfunktionen orthogonaler Funktionssysteme approximiert werden. Die beste Approximation einer reellwertigen Funktion $f(z)$, $z \in (a, b)$, die im Intervall (a, b) den dirichletischen Bedingungen genügt, ist im Sinne einer minimalen L_2 -Norm die verallgemeinerte FOURIER-Reihe

$$(3) \quad f(z) = \sum_{i=0}^{\infty} k_{lg,i} \cdot P_i(z) \\ = \sum_{i=0}^N k_{lg,i} \cdot P_i(z) + e_{sa,f}(z) \\ \approx \hat{f}(z) = \sum_{i=1}^N k_{lg,i} \cdot P_i(z) = k_{lg} \cdot P(z)$$

mit dem Koeffizientenvektor k_{lg} und dem Basisfunktionsvektor $P(z)$. Bei der speziellen Entwicklung nach den LEGENDRE-Polynomen $P_i(z) = L_i(z)$, $z \in (-1, 1)$ können die Entwicklungskoeffizienten $k_{lg,i}$ für eine allgemeine Spektralzerlegung mit

$$(4) \quad k_{lg,i} = \frac{2 \cdot i + 1}{2} \cdot \int_{-1}^1 f(z) \cdot L_i(z) dz$$

bestimmt werden. Um mit Hilfe dieser Spektralzerlegung den fehlerfreien Zustand vom Klemmfall zu differenzieren, muß ein stellvertretendes Referenzprofil für den fehlerfreien Betriebszustand bestimmt werden. Soll dieses Referenzprofil ein breites Spektrum der möglichen fehlerfreien Betriebszustände repräsentieren, muß

eine sinnvolle Kombination und Variation der Systemeingänge ($\varphi_{soll}, M_{LL}, f_{kf} = 0$) berücksichtigt werden. Die noch herzuleitende Systemanregung wird zunächst mit $\varphi_{soll}^{ref}, M_{LL,i}^{ref}$ bezeichnet. Wie Bild 4 dokumentiert, zeigt sich die Systemantwort des Nominalbetriebs in Signalverläufen $f^{ref}(t, x)$ die sowohl vom Ort x als auch von der Zeit t abhängen. Der Kern der Diagnose besteht nun

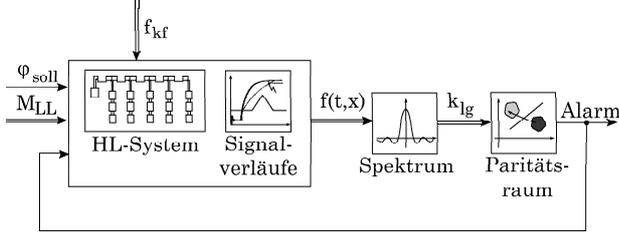


BILD 4: Schema der signalbasierten Diagnose

aus einer Spektralzerlegung der Signale $f^{ref}(t, x)$ durch ein LEGENDRE-Polynom, so daß ein charakteristisches Frequenzspektrum entsteht. Durch die Zerlegung der Signale $f^{ref}(t, x)$ in Elementarsignale entsteht ein n -dimensionaler Koeffizientenvektor k_{lg}^{ref} , der als Paritätsvektor gedeutet werden kann. Folglich stellt man das Signal $f^{ref}(t, x)$ durch sein Frequenzspektrum als Punkt im \mathbb{R}^n dar. Für die Gesamtheit aller fehlerfreien Betriebszustände spannen die jeweiligen Koeffizienten einen n -dimensionalen Paritätsraum K_{lg}^{ref} auf. Ausgehend von dem Ansatz, innerhalb der Variationsbreite von möglichen Randbedingungen, unter denen ein Klemmfall entstehen kann, den für diese Anwendung ungünstigsten Zustand zu berücksichtigen, kommt es zu einer Systemanregung der Form ($\varphi_{soll}^{kf}, M_{LL,i}^{kf}, f_{kf} \neq 0$). In Anlehnung an die oben beschriebene Vorgehensweise führt eine Spektralanalyse der Systemantwort $f^{kf}(t, x)$ über die Gesamtheit der Koeffizienten k_{lg}^{kf} zu einem n -dimensionalen Paritätsraum K_{lg}^{kf} . Eine Differenzierung der entstehenden Koeffizienten $K_{lg}^{ref}, K_{lg}^{kf}$ ist im Paritätsraum mit Hilfe geeigneter Grenzen $k_{lg,lim}$ zu erzielen. Eine Online-Überwachung des Frequenzspektrums k_{lg} einer geeigneten Prozeßgröße $f(t, x)$ führt bei Überschreitung der Schwellwerte $k_{lg,lim}$ zur Fehlerentdeckung.

3.2 Systemanregung

Referenzprofil: Die Systemeingänge lassen sich in ein Lastprofil $M_{LL,i}^{ref}(t)$ und ein Bewegungsprofil $\varphi_{soll}^{ref}(t)$ unterteilen. Die eingprägten äußeren Luftlasten $M_{LL,i}$ stellen eine Funktion des Klappenwinkels dar und sind somit von der Position des Aktuators abhängig. Weiterhin haben die Spoiler einen erheblichen Einfluß auf die Lastmomente. Die sich während des Ausfahrvorgangs ergebende Kennlinie für die maximalen Betriebslasten am dritten Rotationsaktuator M_{LL3}^{ns} ohne Spoilerausschlag bzw. M_{LL3}^{fs} mit vollem Spoilerausschlag an einer AIRBUS A340 Außenklappe, sind in Bild 5 normiert als Funktion der Aktuatorposition φ_{RA3} dargestellt. Da während des Positionierens der Landeklappen keine Einschränkung bei der Betätigung der Spoiler existiert und diese eine Aus- bzw. Ein-

fahrzeit von etwa $t = 0.5$ s [5] aufweisen, ist es sinnvoll, mit einer Frequenz von $f = 2$ Hz zwischen den angesprochenen Betriebszuständen zu pendeln. Unter Vernachlässigung von Böen sind auf diese Weise nahezu alle erdenklichen Lastzustände beschreibbar. Asymmetrische Lastzustände (*Roll Spoiler*) werden zunächst nicht untersucht. Das sich auf diese Weise ergebende Lastprofil ist exemplarisch für das dritte Down Drive bei einer konstanten PCU-Drehzahl von $n = 1000$ U/min in Bild 5 skizziert und dient im folgenden als Lastprofil $M_{LL}^{ref}(t)$ für den Nominalbetrieb des Hochauftriebssystems. Für das Bewegungsprofil wird

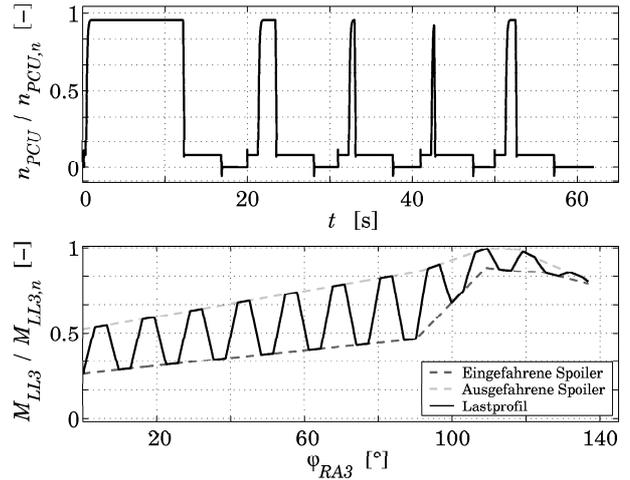


BILD 5: Referenzprofil

hier zunächst ausschließlich der Ausfahrzyklus betrachtet. Ausgehend von einem eingefahrenen Hochauftriebssystem $\varphi_{PCU} = 0^\circ$, werden nacheinander die fünf diskreten Sollpositionen $\varphi_{PCU,j} \in [1, \dots, 5]$ angefahren. Nach Erreichen einer Sollposition $\varphi_{PCU,j}$ wird das System für eine bestimmte Zeit angehalten, bevor die Anfahrsequenz für die nächste Position $\varphi_{PCU,j+1}$ beginnt. Das entstehende unbelastete Bewegungsprofil, welches die Systemanregung φ_{soll}^{ref} darstellt, ist für die normierte PCU-Drehzahl n_{PCU} in Bild 5 visualisiert. Eine Simulation des Evaluierungsmodells mit den oben beschriebenen Last- M_{LL}^{ref} und Bewegungsverläufen ω_{PCU}^{ref} liefert das gewünschte Referenzprofil für den Nominalfall.

Klemmfallprofil: Unter der Annahme, daß eine große Steigung dM/dt die zur Lastbegrenzung verfügbare Zeitspanne Δt_{kf} reduziert, werden die ungünstigsten Randbedingungen durch die Abschätzung einer starren Führungskinetik $c_{kk} \rightarrow \infty$ und einer sprunghaften Verzögerung $\omega_{RA,out}(t_{kf}) = 0$ zum Klemmzeitpunkt t_{kf} beschrieben. Somit ist der Fehler f_{kf} definiert.

Darüber hinaus erreicht die Zeitspanne Δt_{kf} ihren minimalen Betrag sowohl für kleine Momentenreserven $\Delta M = M_{DD,max} - M_{DD}(t_{kf})$ als auch für maximale Drehzahldifferenzen $\Delta \omega = \omega_{DD}(t_{kf}) - \omega_{DD}(t_{kf} + \Delta t_{kf})$. Konsequenterweise führt die konservativste Abschätzung der Randbedingungen einerseits zu maximalen Luftlasten, wodurch ΔM minimal wird und andererseits zum Klemmen des

Systems bei Nenndrehzahl $\omega_{DD}(t_{kf}) = \omega_{nenn}$, so daß die Drehzahldifferenz $\Delta\omega$ maximal wird. Beide Tendenzen der Randbedingungen bewirken eine weitere Reduktion der zur Verfügung stehenden Zeit Δt_{kf} . Exemplarisch sind

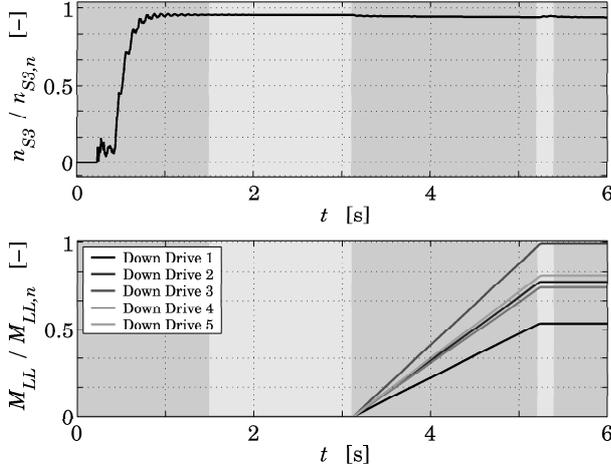


BILD 6: Klemmfallprofil

in Bild 6 die normierten Last- und Bewegungsprofile im Klemmfall über der Zeit dargestellt. Das Hochauftriebssystem wird im Intervall $t \in [0, 1.5]$ s aus dem Ruhezustand auf die Nenndrehzahl beschleunigt. Sobald ein quasistationärer Drehzahlzustand erreicht ist, werden die Luftlasten $M_{LL,i}$ zum Zeitpunkt $t = 3.1$ s rampenförmig erhöht, bis die maximalen Luftlasten zum Zeitpunkt $t = 5.2$ s erreicht sind. Abschließend wird zum Zeitpunkt $t = 5.4$ s die Ausgangsdrehzahl des Rotationsaktuators ω_{RA3} sprunghaft auf null gesetzt. Aus der Überlagerung der beschriebenen Eingänge entsteht das gesuchte Lastprofil M_{LL}^{kf} sowie das Bewegungsprofil φ_{soll}^{kf} bzw. ω_{PCU}^{kf} .

3.3 Residuengenerierung und -auswertung

Die bereits implementierte und notwendige Sensorik des Hochauftriebssystems legt es nahe, die Signalverläufe $f(t, x)$ im Hauptwellenstrang zur Fehlererkennung heranzuziehen, da somit eine sensorminimale Lösung gefunden werden kann. Die Differenzen zwischen den Schnittmomenten vor und nach einem Down Drive im Hauptwellenstrang, also die Down Drive Momente selbst, können unter Vernachlässigung des Spiels φ_{bl} , der Strukturdämpfung d und nahezu identischer Störlastmomente $M_{DD,i} - M_{DD,i+1} \approx 0$ wie folgt

$$\begin{aligned}
 S_{\varphi,1} &= c_{S1} \cdot (\varphi_{PCU} - \varphi_{S1}) - c_{S2} \cdot (\varphi_{S1} - \varphi_{S2}), \\
 S_{\varphi,2} &= c_{S2} \cdot (\varphi_{S1} - \varphi_{S2}) - c_{S3} \cdot (\varphi_{S2} - \varphi_{S3}), \\
 (5) \quad S_{\varphi,3} &= c_{S3} \cdot (\varphi_{S2} - \varphi_{S3}) - c_{S4} \cdot (\varphi_{S3} - \varphi_{S4}), \\
 S_{\varphi,4} &= c_{S4} \cdot (\varphi_{S3} - \varphi_{S4}) - c_{S5} \cdot (\varphi_{S4} - \varphi_{S5}), \\
 S_{\varphi,5} &= c_{S5} \cdot (\varphi_{S4} - \varphi_{S5}),
 \end{aligned}$$

als Funktion der Steifigkeiten c sowie der entsprechenden Positionen φ dargestellt werden. In diesen Signalen werden die prinzipiell schon vorhandenen Signale FPPU φ_{PCU} und APPU φ_{S5} ausgenutzt. Bild 7 zeigt unter den

oben beschriebenen Randbedingungen ein normiertes Signalmuster, bestehend aus den Stützstellen $S_{\varphi,i}$ $i \in [1, 5]$ vor dem Klemmfall zum Zeitpunkt $t = 2.5$ s und nach dem Klemmfall des dritten Down Drives zum Zeitpunkt $t = 6$ s. Der Anstieg des Niveaus von etwa $M/M_n \approx 0$ auf $M/M_n \approx 0.5$ ist mit der Aufschaltung der Luftlasten im Zeitintervall $t \in [3.1, 5.2]$ s zu erklären. Interessanter erscheint die aus dem Klemmfall resultierende Lastspitze des Moments $M(S_{\varphi,3})$. Betrachtet man einen Feder-Masse-Torsionsschwinger, wie in diesem Fall das Hochauftriebssystem, ist dieser bestrebt, die potentielle Federenergie in eine kinetische Energie umzuwandeln. Während des fehlerfreien Betriebs findet somit ein permanenter Wechsel zwischen kinetischer und potentieller Energie der Shafterelemente im Hauptwellenstrang statt. Weiterhin wird aber auch Arbeit gegen die Störlasten verrichtet, so daß die Energie ebenfalls abfließt. Folglich kann ein großes Potential zwischen zwei benachbarten Wellen nur durch unterschiedliche Störlastmomente $M_{DD,i}$ entstehen. Unter der Annahme nahezu gleicher Störlastmomente stellt der Klemmfall den einzigen Zustand dar, in dem sich ein signifikantes Potential aufbaut, weil die Leistung der PCU komplett in diesen Teil des Antriebsstrangs geleitet und nicht über den Hauptwellenstrang entsprechend der Luftlasten verteilt wird. Das Potential kann sich nicht mehr in einer

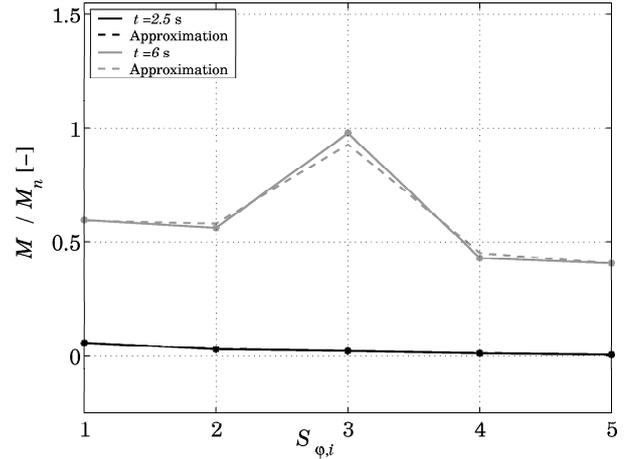


BILD 7: Differenz der Schnittmomente

rotatorischen Bewegung abzubauen, da die Masse festgehalten wird. Dieses Potential zeigt sich in der Momentendifferenz $M(S_{\varphi,3})$. Um eine qualitative Aussage über die Form der Signale treffen zu können, werden die Verläufe $M(S_{\varphi,i})$ für jeden Zeitschritt $\Delta t_T = 0.005$ durch ein LEGENDRE-Polynom achter Ordnung approximiert. Die damit verbundene Spektralzerlegung des Signals liefert für jeden Abtastpunkt, also für jeden Verlauf $M(S_{\varphi,i})$, ein charakteristisches Frequenzspektrum des Signalmusters in Form eines (8×1) -dimensionalen Koeffizientenvektors k_{lg}^{kf} . Durch die Anwendung des beschriebenen Verfahrens auf das Referenzprofil läßt sich wiederum für jeden Zeitschritt ein repräsentativer Koeffizientenvektor k_{lg}^{ref} für den fehlerfreien Betriebszustand bestimmen. Durch die Gesamtheit aller Koeffizientenvektoren k_{lg}^{ref} für jeden Zeitschritt Δt_T wird

ein begrenzter achtdimensionaler Koeffizientenraum K_{lg}^{ref} aufgespannt, der den fehlerfreien Systemzustand repräsentiert. Ausgehend von den zeitlichen Verläufen der angesprochenen Koeffizienten $k_{lg,i}^{kf}$, kann eine erhebliche Distanzierung vom aufgespannten, begrenzten Koeffizientenraum K_{lg}^{ref} des Referenzprofils festgestellt werden. Das weitere Vorgehen dient zur Veranschaulichung der prinzipiellen Machbarkeit einer signalbasierten Lastreduktion. Für den bereits diskutierten Klemmfall des dritten Rotationsaktors erweisen sich die Koeffizienten 3. Ordnung $k_{lg,3}$ und 5. Ordnung $k_{lg,5}$ als aussagefähig zur Erkennung des Klemmfalls, so daß der achtdimensionale Koeffizientenraum aus Gründen der Darstellung auf einen zweidimensionalen Unterraum reduziert werden kann. Bild 8

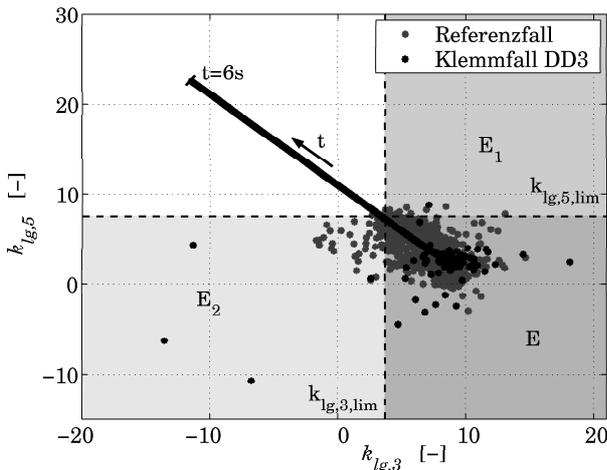


BILD 8: Verlauf der LEGENDRE-Koeffizienten $k_{lg,3}, k_{lg,5}$ für den Klemmfall des dritten Down Drives

zeigt nun den ausgewählten Unterraum für den fehlerfreien Referenzfall. Die Begrenztheit des Raumes bestätigt die Vermutung ähnlicher Momentendifferenzen $M(S_{\phi,i})$ im fehlerfreien Zustand während der gesamten Betriebszeit, da unterschiedliche Momentendifferenzen zu verschiedenen Signalmustern und somit zu stark schwankenden Koeffizienten führen würden. Folglich haben sich die Annahmen einer permanenten Umwandlung von potentieller Energie in kinetische Energie und ähnlicher Störlasten $M_{DD,i}$ bestätigt. Eine Überlagerung des Unterraumes durch das entsprechende Koeffiziententupel des diskutierten Klemmfalls für das Zeitintervall $t \in [5.4, 6]$ s zeigt eine eindeutige Abgrenzung der beiden Betriebszustände. Wie Bild 8 dokumentiert, verläßt das Tupel $(k_{lg,3}, k_{lg,5})$ im Klemmfall für $t \rightarrow 6$ s deutlich den Unterraum des Referenzprofils. Unterteilt man beispielsweise die zählbare Menge $E = \{(k_{lg,3}^{ref}, k_{lg,5}^{ref})\}$ durch die Schwellwerte $k_{lg,3,lim}$ und $k_{lg,5,lim}$ so, daß jeweils 95% der Elemente des jeweiligen Vektors $k_{lg,3,5}^{ref}$ innerhalb der in Bild 8 dargestellten Grenzen liegen, entsteht die dunkelgrau hinterlegte Fläche, welche in diesem Fall als stellvertretend für den fehlerfreien Betrieb des Systems angesehen werden kann. Da somit bereits maximal 5 % aller Elemente des Unterraums

außerhalb der aufgespannten Fläche liegen, müssen zur Klemmfallerkennung und Bestätigung drei Koeffizientenpaare $(k_{lg,3}, k_{lg,5})$ nacheinander außerhalb der Grenzwerte $k_{lg,3,lim}$ und $k_{lg,5,lim}$ liegen. Nach dieser Aufteilung der Paritätsräume für den Nominal- und den Klemmfall ist ein mögliches Diagnoseverfahren vollständig entworfen. Ist der Klemmfall durch diese Forderung diagnostiziert, werden lediglich die WTBs und die POBs aktiviert. Eine Simulation des untersuchten Klemmfalls durch das Evaluierungsmodell mit einer Onlinediagnose des geschilderten Verfahrens liefert das in Bild 9 dargestellte normierte Ergebnis. Erwartungsgemäß steigt das Schnittmoment $M_{DD3,o}$ nach dem Klemmen des dritten Rotationsaktors zum Zeitpunkt $t = 5.4$ s rapide an. Zum Zeitpunkt $t = 5.63$ s erkennt das Diagnoseverfahren den Klemmfall und aktiviert die angesprochenen Bremsen. Die zwischen den Bremsen und dem Klemmfort verspannte Down Drive Gearbox wird mit einem Moment belastet, welches während der gesamten aktiven Lastreduktion deutlich un-

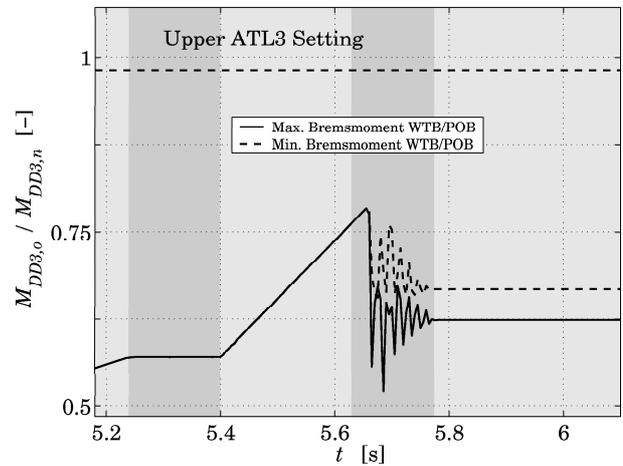


BILD 9: Down Drive Moment 3 im Klemmfall mit signalbasierter Erkennung und anschließender Festsetzung des Systems

terhalb der maximal zulässigen Belastung, bedingt durch das *Upper ATL3 Setting* liegt. Wie die Diskussion des Diagnoseverfahrens zeigt, wird trotz vieler Vereinfachungen in der Diagnostik die eingangs formulierte Forderung erzielt, den Klemmfall vor Erreichen der maximalen Down Drive Lasten durch ein Signalmuster zu erkennen. Die Anwendung des Verfahrens auf die verbleibenden Klemmfälle an den anderen Antriebsstationen führt zu ähnlichen Ergebnissen.

4 MODELLBASIERTE DIAGNOSE

Um Fehler in technischen Systemen erkennen zu können, werden oftmals spezifische, über die einfache Messung der Prozeßeingangs- und -ausgangsgrößen hinausgehende Informationen benötigt. Alle Verfahren, die mit einem mathematischen Referenzmodell arbeiten, um diese zusätzlichen Informationen zu generieren, sowie gemessene mit berechneten Größen vergleichen, werden als modellbasierte Verfahren bezeichnet [10]. Der Klemmfehler f_{kf} soll

mit Hilfe der Modellreferenzverfahren erkennbar gemacht werden, indem die Abweichung des Prozeßverhaltens vom Verhalten des Nominalmodells durch sogenannte Residuen (*lat. Residuum = Rest, r*) angezeigt wird. Diese entstehen, indem gemessene Signale mit geschätzten Signalen verglichen werden. Im fehlerfreien Fall sollte sich ein jeweils sehr kleiner Residuenwert ergeben. Bei einem Fehler muß an mindestens einem Residuum ein deutlich von null abweichender Wert erkennbar sein.

4.1 Ordnungsreduktion und Modalanalyse des Transmissionsmodells

Um ein entsprechendes Referenzmodell entwickeln zu können, wurde in einem ersten Schritt für das strukturdiskrete Modell nach Bild 3 ein Zustandsraummodell der Ordnung $n = 56$ aufgestellt. Neben einem vollständigen Evaluierungsmodell für die Bewertung des Hochauftriebsystems ist für den Beobachter ein Entwurfsmodell niedriger Ordnung nötig. Dieses Modell sollte dabei die wesentlichen dynamischen Eigenschaften des zu beobachtenden Systems repräsentieren. Um auszuwählen, welche Eigenwerte des Originalsystems als wesentlich gelten und folglich in das reduzierte System übernommen werden müssen, werden zunächst die LITZschen Dominanzmaße D_k der Eigenwerte des Hochauftriebsystems in Bezug auf das Bewegungsverhalten des Hauptwellenstrangs in Bild 10 betrachtet [3]. Dabei sind die Eigenwerte dem Betrag nach geordnet, die Dominanzmaße von konjugiert komplexen Eigenwerten sind jeweils gleich. Eine Klassifizie-

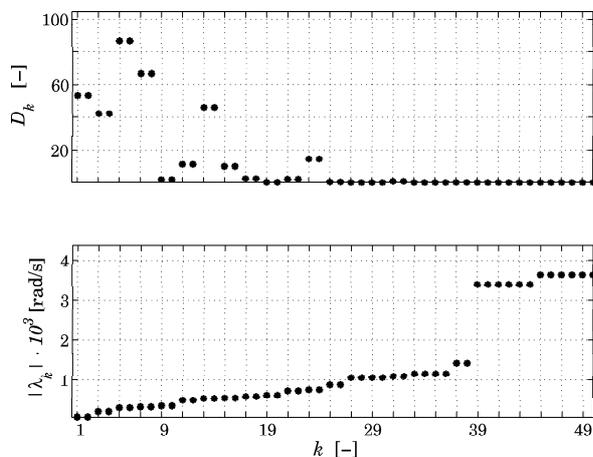


BILD 10: LITZsche Dominanzmaße für den gesamten Wellenstrang

rung der Eigenkreisfrequenzen nach ihrem Dominanzmaß führt erwartungsgemäß auf die niedrigen Moden 1, 2, 3, 4 und 7. Diese sind in das reduzierte System zu übernehmen. Um die naheliegende Vermutung zu bestätigen, daß die Elemente des Hauptwellenstrangs in Bezug auf dessen Führungs- und Störverhalten dominant sind, soll im folgenden die Frage beantwortet werden, ob den Eigenkreisfrequenzen diese Elemente zugeordnet werden können. In diesem Fall könnten die Down Drives als Proportionalglied dargestellt werden, ohne die Systemdynamik signifikant zu verfälschen. Laut LASCHET [6] liefert die Energiever-

teilung der potentiellen Energie auf die Steifigkeitsstellen sowie die Aufteilung der kinetischen Schwingungsenergien auf die Massenträgheitsmomente zusätzliche Informationen. Betrachtet man in Bild 11 die Verteilung der potentiellen Federenergie in der ersten Eigenform für das Hochauftriebssystem, so wird diese mit deutlichem Abstand zu den Down Drive Elementen im Shaft 1 umgesetzt. Die Analyse der Verteilung der kinetischen Energie auf die Massenträgheitsmomente fällt ebenfalls deutlich aus. Praktisch die gesamte kinetische Schwingungsenergie wird im PCU Rotor umgesetzt. Durch die Modalanalyse kommt man also zu folgendem Ergebnis: Bei Dreh-schwingungen der ersten Eigenfrequenz im Antriebsstrang des Hochauftriebssystems handelt es sich vornehmlich um eine Schwingung des PCU Rotors bei hauptsächlich Torsion des ersten Schaftes. Die exemplarisch diskutierte Ana-

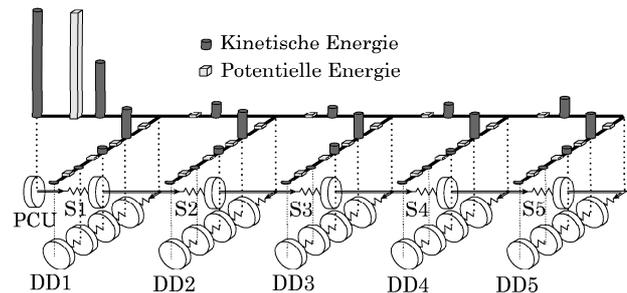


BILD 11: Energieverteilung bei der ersten Eigenfrequenz

lyse der ersten Eigenfrequenz zeigt für die verbleibenden dominanten Eigenfrequenzen, daß diese ebenfalls dem Hauptwellenstrang zugeordnet werden können. Im Umkehrschluß hat die Untersuchung gezeigt, daß die Down Drives und insbesondere die Rotationsaktuatoren aufgrund ihrer hohen Übersetzung die Dynamik des Hauptwellenstrangs vernachlässigbar beeinflussen. Folglich werden die Down Drives im reduzierten Modell als Proportionalglied zwischen den Luft- $M_{LL,i}$ und den Störlasten $M_{DD,i}$ beschrieben, so daß ein Zustandsraummodell der Ordnung $n = 10$ entsteht, welches die wesentlichen dynamischen Eigenschaften des zu beobachtenden Systems repräsentiert.

4.2 Robuste beobachtergestützte Klemmfallerkennung

Das Verfahren zur modellgestützten Fehlererkennung mittels eines reduzierten Beobachters für einen Prozeß mit einem oder mehreren unbekanntem Eingängen (*engl. Unknown Input Observer, UIO*) [4] wird stellvertretend für einen robusten Residuengenerator vorgestellt, um das strukturelle Problem der Klemmfallerkennung zu demonstrieren. Die Hochauftriebssystem besitzt Luftlasten als Störeingänge v , die nicht gemessen werden können. Daher gibt es bei dem gewählten Verfahren die Möglichkeit zur Entkopplung der Residuen von diesen unbekanntem Eingängen. Bild 12 zeigt den strukturellen Aufbau des UIOs, bestehend aus der Regelstrecke des Hochauftriebssystems, dem Beobachter und den unbekanntem Eingängen. Die unterschiedlichen Auswirkungen von Störungen v auf

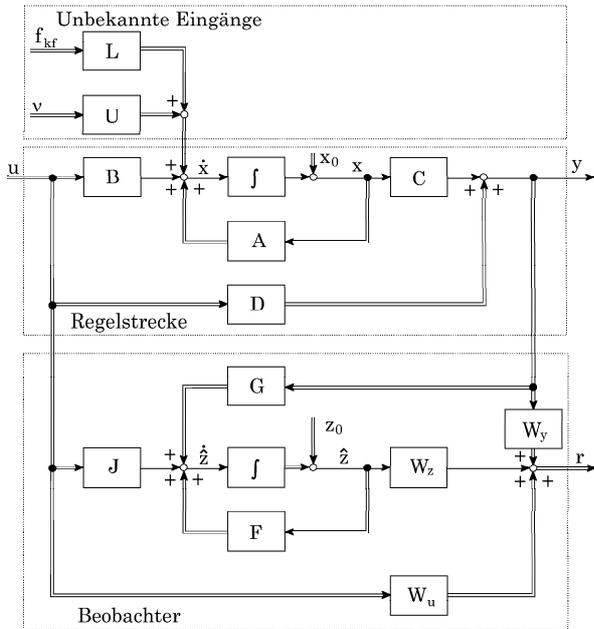


BILD 12: Reduzierter Beobachter zur Fehlererkennung mit unbekanntem Eingängen

die Zustandsgrößen ergeben sich durch die Matrix U . Die Klemmfälle lassen sich durch Zustandsfehler $L \cdot f_{kf}$ beschreiben. Der Beobachterentwurf wird im folgenden für eine sprungfähige Regelstrecke

$$(6) \quad \begin{aligned} \dot{x} &= A \cdot x + B \cdot u + U \cdot v + L \cdot f_{kf}, \\ y &= C \cdot x + D \cdot u \end{aligned}$$

betrachtet. Die Idee des von LUENBERGER vorgeschlagenen Beobachters beruht auf der in Bild 12 gezeigten Parallelschaltung des Regelstreckenmodells zur Regelstrecke, wobei das Modell um eine Rückführung ($G \cdot y$) erweitert ist. Im Gegensatz zum klassischen LUENBERGER-Beobachter wird hier mit dem Beobachtungssystem nicht versucht, die inneren Zustände des Prozesses zu schätzen. Es existieren vielmehr verallgemeinerte Beobachterzustände z , mit deren Hilfe sich durch geeignete Residuengewichtungsmatrizen W_y, W_z und W_u Residuen r generieren lassen. Die Gleichungen für den Beobachter lauten demnach:

$$(7) \quad \dot{\hat{z}} = F \cdot \hat{z} + J \cdot u + G \cdot y,$$

$$(8) \quad r = W_y \cdot y + W_z \cdot \hat{z} + W_u \cdot u,$$

wobei angenommen wird, daß im fehlerfreien Fall die Beobachterzustände z aus einer linearen Transformation T der Prozeßzustände hervorgehen

$$(9) \quad z = T \cdot x.$$

Daraus kann man die Dynamik des Zustandsschätzfehlers $e = \hat{z} - z = \hat{z} - T \cdot x$ berechnen:

$$(10) \quad \dot{e} = F \cdot e + (F \cdot T + G \cdot C - T \cdot A) \cdot x + (J + G \cdot D - T \cdot B) \cdot u - T \cdot U \cdot v - T \cdot L \cdot f_{kf}.$$

Setzt man e auch in die Residuengleichung (8) ein, erhält man

$$(11) \quad r = W_z \cdot e + (W_y \cdot C + W_z \cdot T) \cdot x + (W_y \cdot D + W_u) \cdot u.$$

Damit sowohl der Zustandsschätzfehler e , als auch das Residuum von den Prozeßzuständen x und den bekannten und unbekanntem Eingängen, u und v entkoppelt sind, sind folgende Bedingungen zu erfüllen:

$$(12) \quad \begin{aligned} F \cdot T + G \cdot C &= T \cdot A, \\ J + G \cdot D &= T \cdot B, \\ T \cdot U &= 0, \\ W_y \cdot C + W_z \cdot T &= 0, \\ W_y \cdot D + W_u &= 0. \end{aligned}$$

Darüber hinaus wird die Matrix F als Diagonalmatrix mit den stabilen Eigenwerten des Beobachters vorgesehen. Damit der Beobachtungsfehler schneller abklingt als das Übertragungsverhalten des zu beobachtenden Systems, müssen die Eigenwerte der Matrix F in der komplexen Ebene links von den dominanten Eigenwerten von A liegen. Damit sind die Matrizen des Systems mit Ausnahme von L bekannt. Um den durch L festgelegten Einfluß der Klemmlasten auf die Residuen zu verstehen, wird unter Berücksichtigung der Forderungen (12) der aus (10) resultierende interne Zustandsschätzfehler

$$(13) \quad \dot{e} = F \cdot e - T \cdot L \cdot f_{kf}$$

betrachtet. Eine LAPLACE-Transformation des dynamischen Zustandsschätzfehlers und ein Einsetzen in Gleichung (11) zeigt die Wirkung der Fehler auf die Residuen gemäß folgender Übertragungsfunktion:

$$(14) \quad r(s) = (W_z \cdot (s \cdot T - F)^{-1} \cdot T \cdot L) \cdot f_{kf}.$$

Wie zu erkennen ist, beschreibt die Gleichung (14) das E/A-Verhalten zwischen den Residuen r und den Klemmfällen f_{kf} . Dabei stellt L den Einfluß der Klemmfälle auf die Zustandsgrößen x dar. Im Klemmfall steigt das Moment am Ausgang des Rotationsaktors an und kann somit als additive Luftlast interpretiert werden. Des weiteren werden die entstehenden Klemmlasten genauso wie die Luftlasten über die Down Drives übertragen und wirken als Störlast auf das jeweilige Shaftelement im Hauptwellenstrang. Folglich ist die Matrix L , welche die Übertragung der Klemmlasten auf die Bewegungszustände x im Hauptwellenstrang beschreibt, identisch mit der Matrix U . Diese Eigenschaft führt allerdings unter Berücksichtigung der eingangs gestellten Forderungen (12) gemäß

$$(15) \quad \begin{aligned} r_s &= -(W_z \cdot (s \cdot I - F)^{-1} \cdot T \cdot L) \cdot f_{kf} \\ &= -(W_z \cdot (s \cdot I - F)^{-1} \cdot T \cdot U) \cdot f_{kf} \\ &= -(W_z \cdot (s \cdot I - F)^{-1} \cdot 0) \cdot f_{kf} \\ &= 0 \cdot f_{kf} \end{aligned}$$

zu der Tatsache, daß eine Entkopplung der Residuen von den Luftlasten gleichbedeutend mit einer Entkopplung von den Klemmlasten ist. Da die beiden Betriebszustände strukturell nicht zu trennen sind, besteht die einzige Möglichkeit der Differenzierung in der Berücksichtigung des unterschiedlichen Zeitverhaltens der entstehenden Lasten. Der Gradient dM/dt geht für ein weiches Klemmen ($\Delta\omega \approx 0$) gegen null sowie für ein hartes Klemmen ($\Delta\omega \approx \infty$) gegen unendlich. Da somit $dM/dt \in [0, \infty]$ gilt, wird schnell klar, daß dieser Betriebsbereich die zeitliche Änderung der Luftlasten beinhaltet. Die beschriebenen Eigenschaften führen zu der Aussage, daß die Erkennung des Klemmfalls durch das diskutierte Diagnoseverfahren, also bei gleichzeitiger Entkopplung der Residuen von den Luftlasten, nicht möglich ist. Ziel weiterer Untersuchungen muß es daher sein, über noch zu bestimmende Gütefunktionale für die Forderungen (12), eine möglichst robuste Klemmfallerkennung zu realisieren.

4.3 Unsichere beobachtergestützte Klemmfallerkennung

In diesem Abschnitt soll die Empfindlichkeit des Diagnoseverfahrens auf Störungen v akzeptiert werden, um die prinzipielle Realisierung einer modellgestützten Klemmfallerkennung zu zeigen. Bild 13 zeigt dabei sowohl die Sensorpositionen als auch den strukturellen Aufbau eines Beobachters. Neben dem Eingang

$$(16) \quad u = [\varphi_{PCU} \quad \omega_{PCU}]^T$$

ist die Differenz zwischen der gemessenen Ausgangsgröße

$$(17) \quad y_m = [\varphi_{S3} \quad \omega_{S3} \quad \varphi_{S5} \quad \omega_{S5} \quad M_{PCU}]^T$$

und der Ausgangsgröße des Modells als zusätzliche Einganggröße auf den Beobachter zurückgeführt. Simulationen zur Zustandsschätzung mit verschiedenen Sensoranordnungen haben gezeigt, daß diese Wahl der Sensoranordnung als sensorminimal anzusehen ist. Die bereits in heutigen Hochauftriebssystemen implementierte Sensorik am Ende der Wellentransmission und an der PCU muß durch einen zentral zwischen diesen Positionen liegenden Sensor ergänzt werden, um die notwendige Güte des Beobachters zu gewährleisten. Darüber hinaus ist die Rückführmatrix S so gewählt, daß die Eigenwerte von $(A - S \cdot C)$ keinen Imaginärteil aufweisen und der Betrag dieser um den Faktor 20 größer ist als der Betrag der Realteile der dominierenden Eigenwerte der Regelstrecke. Eine Beobachterbank zur Erkennung von Aktuatorfehlern zeichnet sich allerdings dadurch aus, daß man zum Betrieb des Beobachters jeweils alle verfügbaren Ein- und Ausgänge des Systems benutzt, aber einen einzelnen definierten Eingang bzw. Ausgang nicht berücksichtigt. Man spricht dann von einem verallgemeinerten Beobachterschema (engl. **Generalised Observer Scheme, GOS**) für Aktuatorfehlererkennung [8]. Der Paritätsraum mit der Koordinate

$$(18) \quad r_{gos} = \varphi_{S1} - \hat{\varphi}_{S1}$$

zeichnet sich in erster Linie durch die fehlende Rückführung des Positionssignals φ_{S1} auf den Beobachter aus. Weil im fehlerfreien Zustand dieser Wert

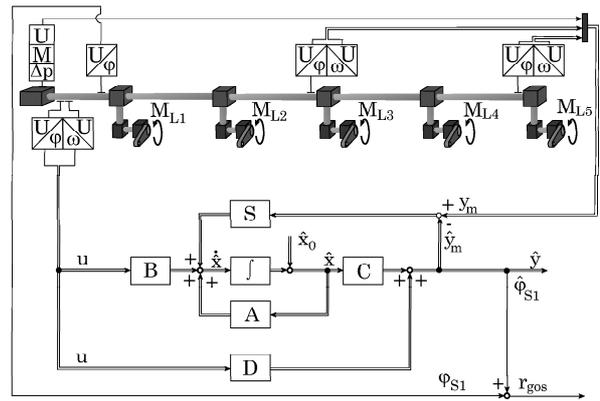


BILD 13: Schema des GOS am Wellenstrang

durch den Beobachter richtig abgebildet wird und im Klemmfall nicht, entsteht durch einen Fehler eine signifikante Differenz zwischen der realen und der geschätzten Position. Der Beobachter nach Bild 13 kann folglich im Klemmfall die entstehenden Zustandsschätzfehler nicht beheben. Eine Simulation der beschriebenen Anordnung nach Bild 13 führt exemplarisch für den in Kapitel 3.2 beschriebenen Referenzfall bei einem Klemmfall des 3. Rotationsaktuators zum Zeitpunkt $t = 5$ s zu dem in Bild 14 gezeigten zeitlichen Verlauf des Residuums r_{gos} . Dieses verläßt im Fehlerfall einen begrenzenden Schlauch $r_{gos} \in [r_{gos,min}, r_{gos,max}]$. Die limitierenden Grenzen sind dabei so gewählt, daß das Residuum im Referenzfall diesen Schlauch nicht verläßt. Die erreichte Güte der modellbasierten Lastbegrenzung entspricht der signalbasierten Klemmfallerkennung nach Bild 9. Ein

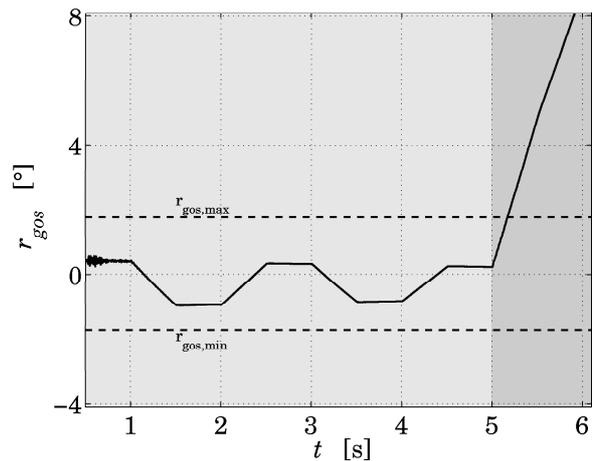


BILD 14: Residuen des DOS für den Klemmfall des 3. Down Drives

Vergleich des Verlaufs der Störlasten nach Bild 5 mit dem Residuum im Zeitintervall $t \in [0, 5]$ s zeigt eine eindeutige Abhängigkeit des Residuums von den unbekanntem Luftlasten. Zukünftige Arbeiten müssen folglich neue Verfahren

entwickeln, um die Robustheit des GOS zu erhöhen. Zusammenfassend kann festgehalten werden, daß ein GOS in Kombination mit einem UIO die Grundlage für ein vollständiges modellgestütztes Diagnosesystem liefern kann.

5 ZUSAMMENFASSUNG

Im vorliegenden Artikel sind Konzepte der signal- und der modellbasierten Lastbegrenzung vorgestellt worden, um ein Hochauftriebssystemen ohne Torque Limiter zu realisieren.

In einem ersten Schritt wurde ein nichtlineares Evaluierungsmodell des Hochauftriebssystems hergeleitet und verifiziert. Die gewählte strukturdiskrete Modellierung ermöglicht eine Approximation der nichtlinearen Zusammenhänge mittels einer lokalen Linearisierung in einem Zustandsraummodell der Ordnung $n = 56$.

Im Rahmen der signalbasierten Diagnose erlaubt es die Darstellung des durchgetriebenen Moments als Produkt aus Steifigkeit und Torsion, die Schnittmomente der einzelnen Wellen durch fünf Positionsmeßstellen zu bestimmen, von denen in heutigen Systemen bereits zwei enthalten sind. Die damit erfaßten Momente im Hauptwellenstrang werden wiederum zur Approximation der Down Drive Momente genutzt. Ein Signal, bestehend aus den fünf bilanzierten Abtriebsmomenten, aufgetragen über den Ort, besitzt im Nominalfall ein anderes Profil als im Klemmfall. Eine Zerlegung dieser Signalmuster in Elementarsignale führt bei einem Fehler zu Spektren, die im Nominalfall nicht vorhanden sind. Auf der Basis eines Referenzprofils für den fehlerfreien Betriebszustand lassen sich also Schwellwerte herleiten, welche den charakteristischen Paritätsraum von Spektren nach einem Klemmfall abgrenzen. Ein Abregeln des Hochauftriebssystems im Klemmfall, hervorgerufen durch eine Überschreitung der Schwellwerte der zeitgleich bestimmten Anteile des Spektrums, führt zu der gewünschten signalbasierten Lastbegrenzung.

Die bei der Diskretisierung des Wellenstrangs entstehende hohe Modellordnung erfordert für eine beobachtergestützte Fehlererkennung eine Ordnungsreduktion. Diese wurde mit dem modalen Verfahren von LITZ erzielt. Die einhergehende Dominanzanalyse zeigte, daß sich fünf Schwingungsmoden dominant auf das Bewegungsverhalten des Hauptwellenstrangs auswirken. Folglich wurde für den Beobachterentwurf der Wellenstrang auf ein System zehnter Ordnung reduziert.

Am Beispiel des Fehlerbeobachters mit unbekanntem Eingängen (*engl.* Unknown Input Observer, UIO) wurde gezeigt, daß aus einer strukturellen Entkopplung der Störungen ein systembedingter Einflußverlust der Fehler auf das Residuum folgt. Darüber hinaus ist die prinzipielle Realisierung der modellgestützten Klemmfallerkennung durch ein verallgemeinertes Beobachterschema (*engl.* Generalised Observer Scheme, GOS) nachgewiesen worden.

DANKSAGUNG

Die Autoren danken der AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH für die Förderung und freundliche Unterstützung des Forschungsprojektes *Elektronisch geregelter Überlastschutz in Hochauftriebssystemen*.

SCHRIFTTUM

- [1] BRONSTEIN, I.N., SEMENDJAJEW, K.A.: *Formelsammlung der Mathematik*. B.G.Teubner, 25. Auflage, Stuttgart, 1991.
- [2] FLEDDERMANN, A.: *Hydromechanische Komponenten im Hochauftriebssystem des Airbus A330/340*. O+P, Ölhydraulik und Pneumatik 38, Nr. 5, 1994.
- [3] FÖLLINGER, O.: *Regelungstechnik*. Hüthig, Heidelberg, 1994.
- [4] HÖFLING, T.: *Methoden zur Fehlererkennung mit Parameterschätzung und Paritätsgleichungen*. VDI-Fortschrittbericht, Reihe 8, Nr. 546, Düsseldorf, 1996.
- [5] KUNZE, O.: *Eine Untersuchung zur Back-Up-Versorgung hydraulischer Ruderstellantriebe*. VDI-Fortschrittbericht, Reihe 12, Nr. 341, Düsseldorf, 1998.
- [6] LASCHET, A.: *Simulation von Antriebssystemen*. Springer, Berlin, 1988.
- [7] NEUHEUSER, T., HOLERT, B., CARL, U.B.: *Elektrische Antriebssysteme für ein zentrales Landeklappensegment*. Deutscher Luft und Raumfahrt-Kongress, Stuttgart 24.-27. September, DGLR-JT2002-192, 2002.
- [8] PATTON, R.J., FRANK, P.M., CLARK, R.N.: *Issues of Fault Diagnosis for Dynamic Systems*. Springer, Berlin, 2000.
- [9] RECHTER, H., RICHTER, M.: *Die Simulation als Hilfsmittel bei der Entwicklung und Integration der A330/340-Hochauftriebssysteme*. Deutscher Luft und Raumfahrt-Kongress, Göttingen 38. September - 1. Oktober, 93-03-073, 1993.
- [10] SELINGER, R.: *Robuste beobachtergestützte Fehlerdetektion in nichtlinearen unsicheren Systemen*. VDI-Fortschrittbericht, Reihe 8, Nr. 344, Düsseldorf, 1993.
- [11] WINKELMANN, C.: *Integrationsmethodik für Flugsteuerungssysteme der variablen Wölbung*. Abschlußbericht, 20A9505O/BMBF, Arbeitsbereich Flugzeug-Systemtechnik, Technische Universität Hamburg-Harburg, Hamburg, 1999.