

MODELLBASIERTE FEHLERERKENNUNG FÜR FLUGSTEUERUNGSAKTUATOREN

S. Homeier, H. Spangenberg
 Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
 Institut für Flugsystemtechnik
 Abteilung Flugzeuge
 Lilienthalplatz 7
 38108 Braunschweig

ÜBERSICHT

Der Ausfall von Steuerflächen eines Verkehrsflugzeugs ist eine Ursache für viele Flugunfälle, die häufig in der Kategorie „Catastrophic“ anzusiedeln sind. Grundlage für Verbesserungen in diesem Bereich ist eine schnelle und sichere Fehlererkennung im Bereich der Aktuatoren. Konventionelle Konzepte für die Fehlererkennung in Verkehrsflugzeugen beinhalten meist die Überprüfung statischer oder dynamischer Grenzwerte (monitoring); mit dieser Grenzwertkontrolle werden Fehler allerdings erst spät oder gar nicht erkannt. Durch die Verwendung einer modellbasierten Fehlererkennung kann durch die Hinzunahme analytischen Expertenwissens eine schnellere und präzisere Fehlererkennung realisiert und somit die Auswirkungen möglicher Fehler verringert werden. Das hier untersuchte Konzept der modellbasierten Fehlererkennung mit Hilfe von Paritätsgleichungen basiert auf der physikalischen Modellierung elektrohydraulischer Servoaktuatoren. Es soll zunächst der generelle Aufbau eines mathematischen Modells zur modellbasierten Fehlererkennung für elektrohydraulische Flugsteuerungsaktuatoren aufgezeigt werden; dabei wird auf den Entwurf eines entsprechenden Modells mit zugehöriger Parameteridentifizierung eingegangen. Anhand dieses Ersatzsystems werden anschließend Untersuchungen zu der auf Paritätsgleichungen basierenden Fehlererkennung durchgeführt; dazu gehört die Einführung von dynamischen Grenzwerten, die Fehlererkennung in Echtzeit und die zu erwartenden Verbesserung im Vergleich zu konventionellen Fehlererkennungskonzepten im Bereich der Luftfahrt.

ABKÜRZUNGEN UND SYMBOLE

Symbol

A_{Ram}	Ramfläche
B_{SV}	Servoventilkonstante
E	Erwartungswert
f_u	Aktuatorfehler
f_y	Sensorenfehler
m	Masse
n_m	Anzahl der Messungen
p	Druck
\bar{p}	Modellparameter
Q	Ölfluss
r	Residuum
s	Laplace-Variable
SV	Servoventil
T_{oil}	Öltemperatur
v	Messrauschen
V	Volumen
x	Auslenkung Ram
y	Auslenkung Servoventilkolben
z	Messgrößen

Indizes

A	Kammer/Leitung A
B	Kammer/Leitung B
Leck	bezüglich Leckage
M	Modell
P	Prozeß
R	Reserveölkammer/-druck
S	Speiseölkammer/-druck

1. EINLEITUNG

Elektrohydraulische Flugsteuerungsaktuatoren sind hochkomplexe Systeme, die sich wiederum aus Untersystemen wie dem Servoventil, den Sicherheitsventilen, dem Stellzylinder (engl.: Ram), den elektrischen, hydraulischen und mechanischen Leitungen und Verbindungen, der Stellfläche selbst

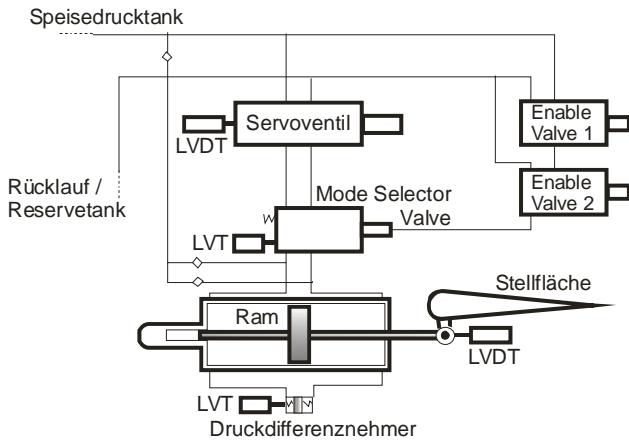


BILD 1: Schematischer Aufbau eines Seitenruderaktuators

und letztendlich den Messsensoren zusammensetzen. Die Forderungen nach Genauigkeit und hoher Stellgeschwindigkeit dieser Stellsysteme wachsen bei gleichfalls immer höher werdenden Ansprüchen an deren Zuverlässigkeit und Sicherheit kontinuierlich an. Die Gefahr des Steuerungsausfalls, der dem Verlust der Flugzeugkontrolle gleichkäme, muss so klein wie möglich gehalten werden. Gerade angesichts der hohen Komplexität einer Fly-by-Wire Flugsteuerung stellt die schnelle Fehlererkennung innerhalb der Aktuatorsysteme ein besonders wichtiges und aktuelles Forschungsthema dar.

Im Rahmen des EFCS-Projektes (Electronic Flight Control System) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e. V. in Braunschweig werden aus diesem Grund Untersuchungen zu neuartigen Fehlererkennungen mit Hilfe von Hardware-In-the-Loop Simulationen durchgeführt. Wie diese neue Methode funktioniert, wie sie im Rahmen der Simulationsanlage umgesetzt werden kann und ob es tatsächlich zu einer verbesserten Fehlererkennung kommt, soll im Folgenden geklärt werden.

Als Versuchsumgebung dient ein modularer Iron-Bird, bestehend aus einer generischen Cockpitsimulationsumgebung sowie den daran gekoppelten Steuerflächen Seitenruder, Höhenruder und Querruder der primären Fly-by-Wire Flugsteuerung einer VFW614 G15 als Hardware-in-the-Loop mit den elektrohydraulischen Servoaktuatoren aus dem Projekt ATD (Advanced Technologies Demonstrator), die für den Erprobungsträger VFW614 G15 entwickelt wurden. Die Aktuatoren für Höhen-, Seiten- und Querruder sind in einer redundanten active-standby Konfiguration in dem modularen Prüfstand integriert.

2. MODELLIERUNG

2.1. Aktuatormodell

Bei der mathematischen Nachbildung eines realen Systems muss immer der anschließende Nutzungs- bereich des Modells berücksichtigt werden. Da für die Untersuchung von Fehlern eines Systems nicht nur die genaue Nachahmung der Systemantworten relevant ist, sondern auch die Simulation von technischen Fehlern innerhalb des Systems möglich sein sollte, ist es sinnvoll, für das mathematische Ersatzmodell eine physikalische Nachbildung des realen Systems zu realisieren. Als Grundlage des Modells dient deshalb der physikalische Aufbau des Systems Aktuator-Stellfläche für das Seitenruder; die Modelle hierfür wurden vollständig mit dem Softwaretool Matlab/Simulink realisiert.

2.1.1. Funktionsweise des realen Systems

Der schematische Aufbau eines Seitenruderaktuators ist in BILD 1 dargestellt. Das Steuersignal wird in Form eines elektrischen Signals an die erste Stufe des elektrohydraulischen Servoventils geleitet, die aus einem Torque-Motors besteht. Dessen Auslenkung bewirkt eine Verschiebung des Servoventilkolbens (s. BILD 2), wodurch ein Zu- und Abfluss des Hydrauliköls in das Aktuatorsystem gesteuert wird. Die zwei Kammern des Servoventils sind über zwei getrennte Leitungen mit den Kammern des Stellzylinders über die Ausgänge A und B verbunden. Eine Verschiebung des Servoventilkolbens zieht eine Öffnung der Ölzu- und Ölablassleitungen nach sich und führt zu einem Fluss über die Steuerkanten zu den Kammern des Stellzylinders (s. BILD 1). Durch den resultierenden Druckunterschied zwischen den Kammern wird der Zylinder bewegt, der mit der Stellfläche mechanisch verbunden ist. Innerhalb dieses Systems wird so eine Umwandlung von elektrischer Energie über Druckenergie in eine mechanische Bewegung vollzogen. Die weiteren Komponenten in dem schematischen Aufbau des Stellsystems sind für das Fehlermanagement der redundanten Aktuatorsysteme von Bedeutung: das „Mode Selector Valve“ und die „Enable Valves“. Über sie kann das Umschalten zwischen den redundanten Aktuatorsystemen mit ihren voneinander unabhängigen Hydraulikversorgungen durchgeführt werden, falls in den Überwachungseinheiten bestätigte Feh-

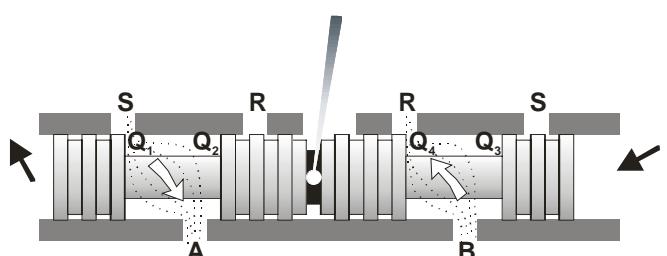


BILD 2: Fluss über die Steuerkanten

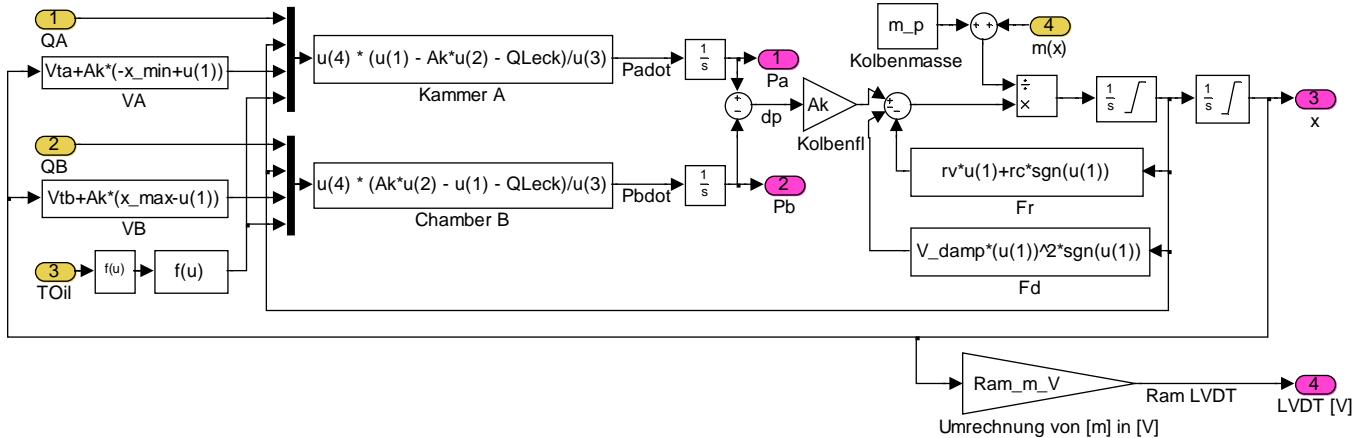


BILD 3: Modellierung der Ram-Bewegung in Simulink

ler eines Aktuators vorliegen sollten.

Im Rahmen dieses Beitrags soll jedoch nicht näher auf das Fehlermanagement eingegangen werden, sondern viel mehr die Frage aufgeworfen werden, wie ein Fehler zur Aktivierung des Redundanzmanagements im System so schnell als auch zuverlässig wie möglich erkannt werden kann. Aus diesem Grund wurde beim Entwurf des entsprechenden Modells auf die Modellierung der zuletzt genannten Systemkomponenten verzichtet. Da sie für die Fehlererkennung an sich nicht benötigt werden und erst bei Integration in ein Flugzeugmodell an Bedeutung gewinnen, stellt ihre Vernachlässigung lediglich eine Vereinfachung des Modells dar, ohne dessen Genauigkeit zu beeinträchtigen.

2.1.2. Modellstruktur

Zum Zwecke der Fehlererkennung muss die Struktur des mathematischen Modells möglichst gut mit dem realen Aufbau übereinstimmen. In dem Simulink-Modell des Aktuators gibt es deshalb verschiedene Blöcke für die bereits beschriebenen Systeme, wie dem elektrische Servoventileingang, der Verschiebung der Servoventils, den resultierenden Ölströmen über dessen Steuerkanten und letztendlich der Bewegung des Stellzylinders, welche durch die mechanische Kopplung des Ruders an den Aktuator gleichzeitig eine Bewegung der Stellfläche nach sich zieht. Die Umwandlung des elektrischen Kommandos in die Verschiebung des Servoventilkolbens wird dabei mit einem Massenschwinger 2. Ordnung approximiert.

Die Auslenkung, die sich im Bereich weniger Millimeter bewegt, hat einen Fluss des Öls über die Steuerkanten zu den Kammern des Stellzylinders zur Folge, der mit Gleichungen (1) bis (4) beschrieben werden kann:

$$(1) \quad Q_1 = B_{SV} \cdot |y - y_0| \cdot \sqrt{|p_S - p_A|} \cdot \text{sign}(p_S - p_A)$$

$$(2) \quad Q_2 = B_{SV} \cdot |y + y_0| \cdot \sqrt{|p_A - p_T|} \cdot \text{sign}(p_A - p_T)$$

$$(3) \quad Q_3 = B_{SV} \cdot |y + y_0| \cdot \sqrt{|p_S - p_B|} \cdot \text{sign}(p_S - p_B)$$

$$(4) \quad Q_4 = B_{SV} \cdot |y - y_0| \cdot \sqrt{|p_B - p_T|} \cdot \text{sign}(p_B - p_T)$$

Nach BILD 2 ergeben sich die vier Durchflüsse entsprechend zu den lokalen Flüssen über die Steuerkanten der zwei Kammern A und B vom Speise- druck und umgekehrt von dort zu dem Reservetank zurück. Aus den Differenzen der lokalen Drücke für die zwei Kammern ergeben sich je nach der Position des Servoventilkolbens die Flüsse Q_A und Q_B die zum Zylinder führen.

$$(5) \quad Q_A = Q_1 - Q_2$$

$$(6) \quad Q_B = Q_4 - Q_3$$

Diese lokalen Ölströme bewirken in den Kammern des Zylinders einen Druckunterschied, der zu der gewünschten Bewegung des Ruders führt; der Druckunterschied zwischen den Kammern ist folglich als Motor für die anschließende mechanische Bewegung anzusehen. Erneut ergibt sich eine Bewegungsgleichung, die die aus den Ölflüssen entstehende Druckdifferenz als Eingang besitzt und unter Berücksichtigung der Masse, Reibung und Dämpfung letztendlich zu einer Verschiebung aufintegriert werden kann. Die Umsetzung ist in BILD 3 dargestellt. Die Druckänderungen der beiden Kammern ergeben sich nach (7).

$$(7) \quad \dot{p}_A(Q_A, \dot{x}, x) = K_{Oil} \cdot \frac{(Q_A - A_{Ram} \cdot \dot{x} - Q_{Leck})}{V_A}$$

Nach einer anschließenden Integration können nun die Drücke in den Kammern A und B und entsprechend die erwähnte Druckdifferenz ermittelt werden, welche die mechanische Bewegung zur Folge hat. Die Drücke ergeben sich dabei kontinuierlich mit den Änderungen der Flüsse über die Steuerkanten. Sowohl die Position als auch die Geschwindigkeit des Zylinders haben über Rückführungen einen Einfluss auf die Drücke: Die Position bestimmt das Volumen V_A der Kammer, die durch das Gehäuse

des Zylinders und diesem selbst entsteht, die Geschwindigkeit wirkt im Produkt mit der Verdrängungsfläche des Zylinders dem eigentlichen Ölstrom entgegen. Auch mögliche Leckageströme, zum Beispiel zwischen den Kammern oder den Anschlüssen der Leitungen an das Zylindergehäuse, können an dieser Stelle in das Modell eingebracht werden. Für genauere Herleitungen wird auf [4] verwiesen.

2.2. Parameteridentifikation

Nach dem Entwurf des mathematischen Modells sind die Parameter mit Hilfe von geeigneten Messdaten zu identifizieren; der grundsätzliche Aufbau des Identifizierungsproblems ist in BILD 4 dargestellt. Das Ziel der Identifizierung ist es dabei, die Differenz zwischen Modellantwort und gemessener Systemantwort zu minimieren. Zunächst sind dafür während der Versuchsplanung die Experimentdetails festzusetzen, dazu gehören unter anderem die Wahl der Eingangsgröße, die Form des Eingangssignals, die Festlegung der Messgrößen, die Auswahl einer geeigneten Datenerfassung und die Anzahl der Wiederholungen des Experiments. Theoretisch verhält sich dabei die Menge der benötigten Messdaten gerade gegensätzlich zu dem Vorwissen, das bereits über das System und Modell besteht; da die Struktur des Aktuatormodells bereits sehr exakt nachgebildet ist, ist die Menge an benötigten Daten folglich verhältnismäßig gering. Für die Identifizierung der Ruder- und Aktuatorparameter werden die Systeme jeweils mit 3211-Anregungen mit drei unterschiedlichen Amplituden beaufschlagt. Die Eingangssignale werden mit Hilfe von Simulink modelliert und anschließend über ein Echtzeit-Rechnersystem (dSpace) und Digital/Analog-Wandler an das Servoventil geleitet. Die Abtastfrequenz der Sensoren ist bei Höhen- und Seitenruder mit 1000 Hz bereits relativ hoch, so dass hier sehr genaue Verläufe zu erwarten sind. Als Messgrößen werden die Positionen des Servoventils und des Zylinders mit Hilfe von LVDTs (Linear Variable Differential Transformer) aufgenommen und liegen in Form von Spannungswerten (± 10 V) vor. Über die

Daten der vorab durchgeführten Kalibrierung bleibt der Bezug zur physikalisch korrekten Größe, der Position, erhalten. Eine weitere Kalibrierungskurve stellt die Verbindung zwischen Position des Zylinders und Position der Stellfläche dar.

Mit Hilfe der Kombination von Matlab/Simulink und dem Identifizierungsprogramm FITLAB ist anschließend eine Zusammenführung von Mess- und Modelldaten möglich. Die maximal 19 Parameter für das Seitenruder werden durch ein Optimierungsproblem bestimmt, bei dem das Minimum einer Zielfunktion lokalisiert werden soll. Diese Zielfunktion ergibt sich für den so genannten Ausgangsfehler und mit der Annahme, dass in der Anlage ein normalverteiltes Messrauschen mit einem Erwartungswert $E\{\bar{v}\}=0$ vorliegt, aus der Differenz zwischen Messwerten z und den Werten aus der Simulation y nach Gleichung (8):

$$(8) \quad \vec{r} = \vec{z} - \vec{y}$$

Für die Parameteridentifizierung kann das Gauss-Newton-Verfahren verwendet werden. Um das globale Minimum der Zielfunktion durch die Iterationen zu ermitteln, wird sie um die aktuellen Parameterwerte durch eine quadratische Approximationsfunktion angenähert. Dieses Optimierungsverfahren führt damit letztendlich auf das lineare Gleichungssystem (9) für die Bestimmung der iterativen Verbesserungen der Modellparameter $\Delta \vec{p}$. Das Ergebnis ist dabei unter anderem von der Wahl der Schrittweite, der minimalen Funktionswertänderung pro Schritt und dem absoluten Funktionswertminimum abhängig.

$$(9) \quad \left\{ \sum_{i=1}^{n_m} \left(\frac{\partial \vec{y}(\vec{p}, t_i)}{\partial \vec{p}} \right)^T \cdot \left(\frac{\partial \vec{y}(\vec{p}, t_i)}{\partial \vec{p}} \right) \right\} \cdot \Delta \vec{p}^{(i)} = \dots$$

$$\dots = \sum_{i=1}^{n_m} \left(\frac{\partial \vec{y}(\vec{p}, t_i)}{\partial \vec{p}} \right)^T \cdot [\vec{z}(t_i) - \vec{y}(t_i, \vec{p})]$$

Nähere Ausführungen zu der Vorgehensweise bei der Parameteridentifizierung können dabei [2] und [7] entnommen werden.

2.3. Validierung

Nach der erfolgreichen Identifizierung der Parameter ist das Modell mit neuen Messwerten zu validieren, um die Gültigkeit des Modells und dessen Einsetzbarkeit für die Fehlererkennung garantieren zu können. In BILD 5 ist beispielhaft die Antwort des Zylinders in Folge eines 6 Volt 3211-Eingangskommandos dargestellt. Die Genauigkeit ist bereits am oberen Diagramm zu erkennen und wird anhand der Differenz zwischen Modell- und Systemantwort im unteren Abschnitt der Abbildung be-

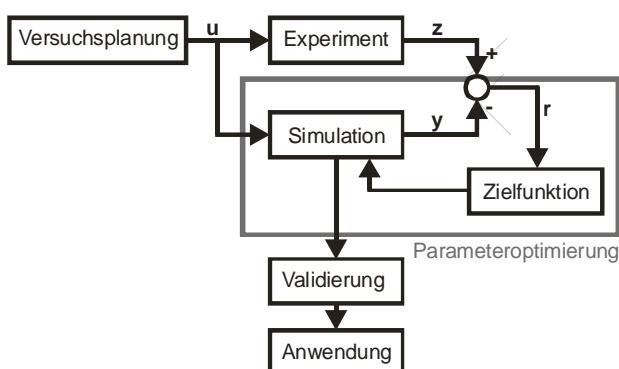


BILD 4: Vorgehen bei der Systemidentifizierung

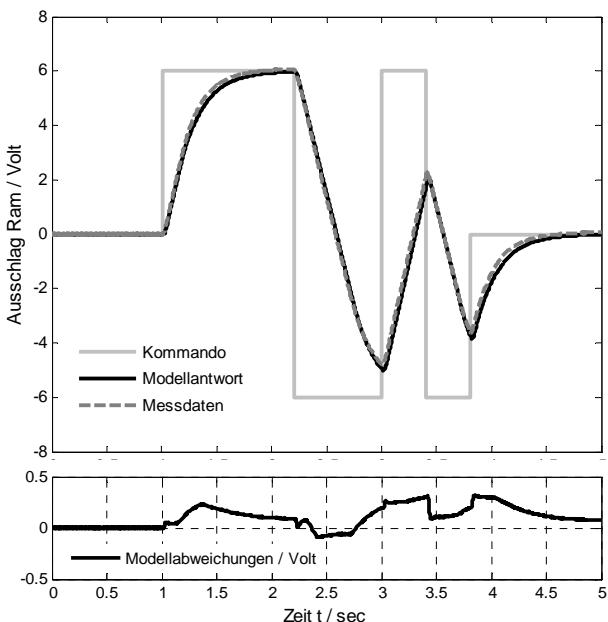


BILD 5: Validierung des Simulationsmodells

sonders deutlich. Die Differenz beträgt dabei maximal 0,35 Volt, was einer prozentualen Abweichung von 5,83 % entspricht. Diese Abweichungen, die an einigen Punkten im Verlauf auftauchen, sind u. a. auf verrauschte Messsignale und im Modell nicht erfasste Nichtlinearitäten des Systems zurückzuführen. Wie im Weiteren gezeigt werden soll, bietet das Modell mit dieser Genauigkeit jedoch bereits ein großes Potential an Verbesserungen im Bereich der Fehlererkennung im Vergleich zu konventionellen Methoden der Grenzwertüberwachung. Das identifizierte Modell erfüllt die Anforderungen für die folgenden Untersuchungen, soll aber in weiteren Optimierungsschritten noch verbessert werden.

3. FEHLERERKENNUNG

Bereits in der Einleitung wurde die Wichtigkeit der Zuverlässigkeit des technischen Systems *Flugsteuerungsaktuator* für die Flugsicherheit genannt: ein Ausfall der elektrohydraulischen Aktuatoren kann zu Situationen der Kategorie ‚Catastrophic‘ führen. Aus diesem Grund sind die Steuerungsmechanismen in Flugzeugen mehrfach redundant ausgeführt, so dass bei Fehlern in einem System in einer active-standby Konfiguration auf den funktionstüchtigen zweiten Aktuator umgeschaltet werden kann. Grundlage für die Umschaltlogiken zwischen den Aktuatoren stellt dabei die Fehlererkennung und -bewertung dar: Erst wenn erkannte und klassifizierte Fehler vorliegen, kann ein Umschalten auf ein fehlerfreies System erfolgen. Da die gewählte Fehlererkennungsmethode entscheidenden Einfluss auf die Funktionsweise des Gesamtsystems Flugsteuerung besitzt und Fehlern innerhalb der Erkennung oder Auswertung erneut zu Gefahren im Flugbe-

trieb führen können, ist es sinnvoll, das gewählte Verfahren zunächst in der Hardware-in-the-Loop Simulation zu untersuchen, bevor es auch im Flugbetrieb verwendet wird.

3.1. Theoretische Herleitung

Auf Grund der Bedeutung der Fehlererkennung in der Luftfahrt sind in den letzten Jahren eine Vielzahl von Ansätzen gemacht worden, um eine möglichst hohe Genauigkeit und Zuverlässigkeit der Überwachungsmethoden zu erreichen. Um eine Bewertung der hier realisierten modellbasierten Fehlererkennung realisieren zu können, soll in dieser Ausarbeitung auch eine der konventionellen Methoden als Vergleichsmöglichkeit vorgestellt werden.

3.1.1. Absolutwertkontrolle

Eine weit verbreitete Methode zur Überwachung von technischen Systemen stellt die Grenzwertüberwachung dar. Diese Form der Überwachung basiert allein auf den vorhandenen Messgrößen des technischen Systems; im einfachsten Fall sind dies lediglich die Ein- und Ausgangsgröße der zu überwachenden Strecke. Bezieht man diese allgemeine Aussage auf das System „Flugsteuerung“ mit dem elektrischen Signal als Eingangsgröße und der tatsächlichen Auslenkung der Stellfläche bzw. des Aktuators in Form der Sensormessung als Ausgangsgröße, so ergibt sich als Grenzwert gerade eine minimale und/oder maximale Auslenkung (*Absolutwertkontrolle*). Der Vergleich zwischen dem Ist-Wert und dem Grenzwert kann dabei entweder durch einen Menschen geschehen, wird heutzutage jedoch meistens automatisch realisiert, so dass bei Erreichen des Grenzwertes je nach Gefahr ein Warnsignal ausgegeben wird, eine Abschaltung des Gerätes erfolgt oder auf eine redundante Einheit umgeschaltet wird. Für die Grenzwertbetrachtung können neben einer maximalen Auslenkung unter anderem auch Größen wie maximale Stellgeschwindigkeiten genutzt werden (*Trendkontrolle*). Auch eine Verbindung beider Grenzwerte ist möglich, wobei die Abhängigkeiten zwischen Geschwindigkeits- und Positionsbegrenzung berücksichtigt werden müssen.

Der größte Vorteil dieses Verfahrens ist die einfache Realisierbarkeit, da nur wenige Messgrößen benötigt werden und auch der Rechenaufwand klein bleibt. Die Methode der Grenzwertbetrachtung hat jedoch auch den Nachteil, dass ein Fehler im inneren System erst durch die Überwachung erfasst wird, wenn er sich bereits auf die Ausgangsgröße ausgewirkt und somit zu unerwünschtem Systemverhalten geführt hat. Es ist jedoch wünschenswert, Fehler im System bereits vor deren Auswirkung auf die Ausgangsgröße zu erkennen und geeignete Maßnahmen zu treffen, um deren Auswirkungen zu minimieren. Gelingt es, Fehler bereits in ihrem Ent-

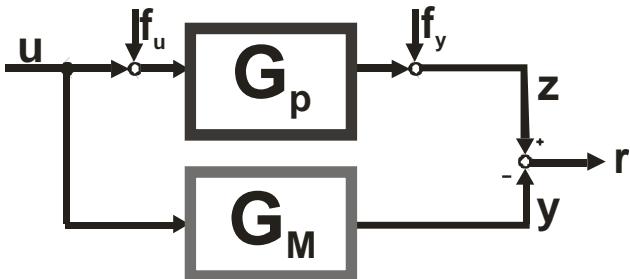


BILD 6: Paritätsmodell eines dynamischen Prozesses

wicklungsstadium zu erkennen, so kann durch entsprechende Eingriffe in den Systemablauf im optimalen Fall eine Auswirkung auf die Ausgangsgröße verhindert werden. Um dies zu realisieren reicht die vorgestellte statische Grenzwertbetrachtung allein jedoch nicht mehr aus.

3.1.2. Modellbasierte Fehlererkennung

Im Vergleich zur statischen Grenzwertkontrolle bietet die modellbasierte Fehlererkennung ein deutlich höheres Potential für den Zugewinn an Genauigkeit und Zuverlässigkeit in der Fehlererkennung. Der Aufbau spiegelt das in Abschnitt 2.2 vorgestellte Verfahren zur Parameterschätzung wieder, die Ähnlichkeiten im Versuchsaufbau ist auch anhand von BILD 6 zu erkennen.

Bei der Bildung eines Paritätsmodells wird davon ausgegangen, dass sowohl die Struktur als auch die Parameter des Prozessmodells (G_M) bekannt sind und mit dem realen Prozess (G_p) übereinstimmen. In der Abbildung sind die Fehler f_u (Aktuatorfehler) und f_y (Sensorenfehler) zu erkennen, die als *additive Fehler* bezeichnet werden. Auch hier ergibt sich bei Bildung der Differenz des realen und des simulierten Ausgangswertes ein Fehlerwert. Für die Voraussetzung, dass das mathematische Modell exakt mit dem realen System übereinstimmt ($G_p(s) = G_M(s)$) entsteht folgende Gleichung (10):

$$(10) \quad r(s) = z(s) - y(s) = z(s) - G_M(s) \cdot u(s) = \dots \\ = G_p(s) \cdot f_u(s) + f_y(s)$$

Aktuator- oder Sensorenfehler ziehen somit bleibende Abweichungen $r(t)$ im Residuum nach sich, wobei anhand von (10) erkannt werden kann, dass f_u und f_y den Fehlerwert mit einer unterschiedlichen Dynamik beeinflussen. Als Nachteil dieser Methode ist zu erwähnen, dass nur additive Fehler auf diese einfache Art und Weise beschrieben werden können. Ein Vorteil ist dagegen der verhältnismäßig kleine Rechenaufwand, besonders bei zeitdiskreten Prozessmodellen.

3.2. Umsetzung im Modell

Für die Herleitung von (10) wurde davon ausgegangen, dass das Simulationsmodell exakt mit dem realen System übereinstimmt; in den oben beschriebenen Identifizierungsergebnissen ist jedoch eine geringe Abweichung in den Ausgangsgrößen zu erkennen. Wird das Residuum $\vec{r} = \vec{z} - \vec{y}$ gebildet, so bedeutet ein Wert ungleich Null nicht zwingend einen Fehler im System, sondern kann ebenfalls die restlichen Modellgenauigkeiten als Ursache besitzen. Die Umsetzung in dem Modell wurde aus diesem Grund so realisiert, dass ebenfalls ein Grenzwert für das Residuum eingeführt wird. Dieser Grenzwert ist im Gegensatz zur statischen Grenzwertkontrolle dynamisch angelegt und eine Funktion der Eingangsamplitude. Der gewählte Residuumsvektor ergibt sich nach Gleichung (11):

$$(11) \quad \vec{r} = \begin{pmatrix} r_{\text{Servoventil}} \\ r_{\text{Ram}} \end{pmatrix} = \underbrace{\begin{pmatrix} z_{\text{Servoventil}} \\ z_{\text{Ram}} \end{pmatrix}}_{\text{Messung}} - \underbrace{\begin{pmatrix} y_{\text{Servoventil}} \\ y_{\text{Ram}} \end{pmatrix}}_{\text{Modell}}$$

Für die beiden Residuumskomponenten müssen die Grenzen für die Fehlererkennung entsprechend den Modellgenauigkeiten angepasst werden. Erst wenn die Differenzen der Ausgangsgrößen vom Simulationsmodell und dem realen System diesen Wert übersteigen, wird ein Fehler im System gemeldet; zusätzlich wird ein zeitlicher Schwellenwert festgelegt, so dass der Fehler erst nach dieser festgesetzten Zeitspanne auch als bestätigter Fehler gilt, der im Redundanzmanagement zu einem Umschalten auf einen anderen Aktuator führen würde. Beispielhaft zeigt BILD 7 den dynamischen Residuumsgrenzenverlauf für das Servoventil.

Vor den Echtzeit-Versuchen an den realen Aktuatoren kann die Wirkungsweise der Fehlererkennung durch Verbindung zweier Simulationsmodelle veranschaulicht werden. Während ein Ersatzmodell das fehlerfreie System beschreibt, können bei dem zweiten Modell Schnittstellen geschaffen werden,

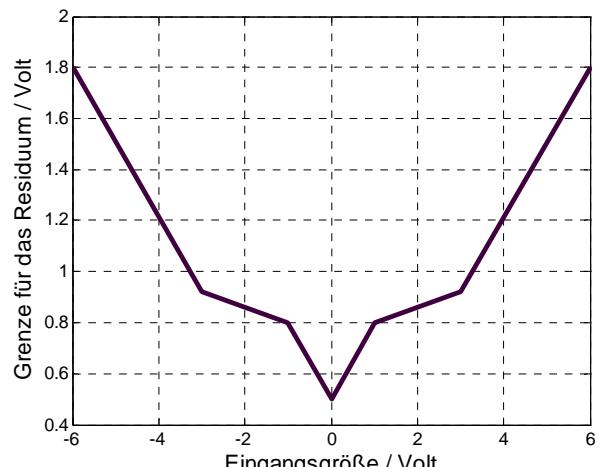


BILD 7: Positive Residuumsgrenze für das

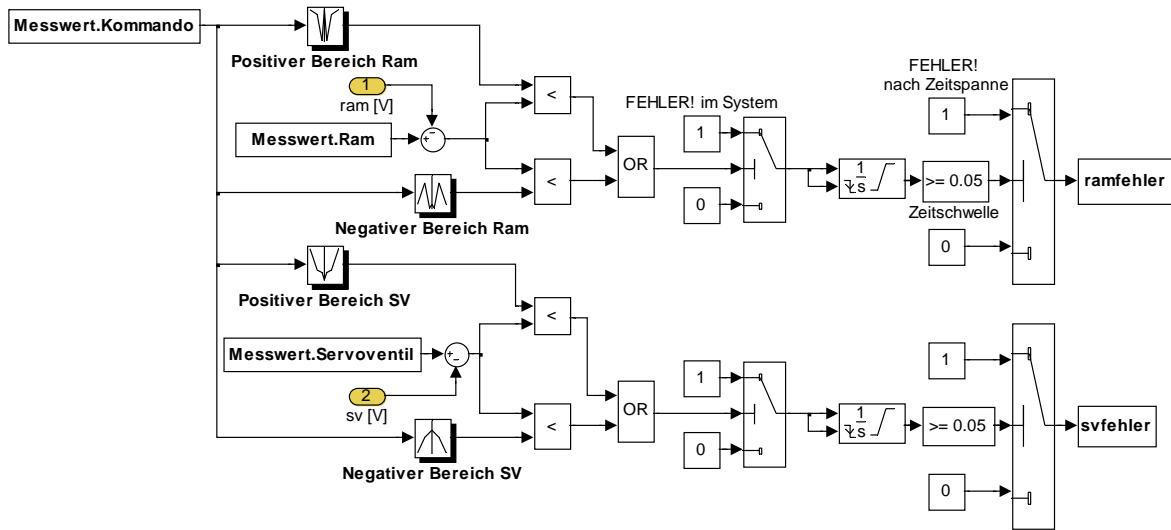


BILD 8: Modellstruktur zur Fehlererkennung

um das System künstlich mit Fehlern zu beaufschlagen. Unter Hinzunahme von Messergebnissen und Nutzung der aus dem Experiment aufgezeichneten Kommandogröße kann die Struktur zur Fehlererkennung geprüft werden, die in BILD 8 dargestellt ist. Für deren Überprüfung werden zunächst die aufgezeichneten Messwerte genutzt, anschließend werden diese Blöcke für die Echtzeit-Anwendung durch die Eingänge der Sensoren ersetzt. In diesem Schaubild sind die bereits erwähnten vier dynamischen Grenzbereiche für den Ram und das Servoventil zu erkennen, von denen einer bereits detailliert in BILD 7 dargestellt wurde. Als Ausgänge sind die beiden Größen „ramfehler“ und Servoventilfehler „svfehler“ zu werten. Beide Werte springen zwischen Null und Eins und geben somit gerade Auskunft über einen vorliegenden Fehler (Wert = Eins). Für die Fehlererkennung sind dies gerade die entscheidenden Größen, da sie die Funktionstüchtigkeit eines Aktuators bestätigen. Steigt ihr Wert auf Eins an, so folgt durch das Redundanzmanagement ein Umschalten auf einen anderen Aktuator.

3.3. Ergebnisse

Um die Funktionstüchtigkeit der Fehlererkennung mit Hilfe der vorgestellte Modellstruktur nachzuweisen, wurden, wie zuvor erwähnt, Versuche mit den zwei zusammengeführten Simulationsmodellen durchgeführt. In BILD 9 ist die Fehlerauswertung bei einer Beaufschlagung des Seitenruderaktuators mit einer sechs Volt großen 3211-Anregung dargestellt: Die aus BILD 5 bereits bekannte Modellabweichung ist auch in diesem Diagramm wieder zu finden, gut zu erkennen ist darüber hinaus, wie sich aus ihr die für diese Eingangsgröße festgesetzten Residuums-grenzen ergeben. In Abhängigkeit von diesen Grenzen führt die Differenz zwischen Messgröße und Ausgang des fehlerbehafteten Simulationsmodells

zu einem erkannten Fehler. Die theoretischen Ergebnisse werden durch diese Simulation bestätigt. Ob trotz der noch vorhandenen Modellabweichungen diese Art der Fehlererkennung eine Verbesserung gegenüber der statischen Grenzwertkontrolle erzielt werden kann, kann in der Echtzeit-Simulation überprüft werden.

4. AUSWERTUNG

In der Auswertung soll die entworfene Fehlererkennungsstruktur auf Anwendbarkeit geprüft werden. Wie bereits in Abschnitt 3.2 angedeutet wurde, wird das Modell mit Schnittstellen zur Fehlerreinspeisung versehen. Unter der Annahme, dass das Modell exakt ist, dürfte es für die Fehlererkennungsstruktur zunächst keinen Unterschied machen, ob ein Fehler tatsächlich im realen System vorliegt oder im Modell simuliert wird. Da das Einbringen von Fehlern in die realen Aktuatoren und das umgebende System im Prüfstand deutlich schwieriger ist als

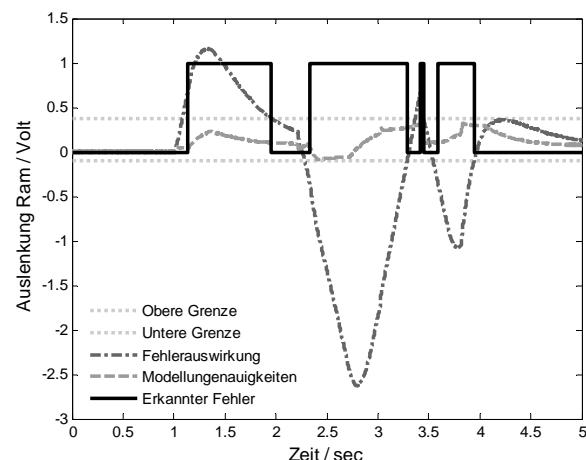


BILD 9: Überprüfung des Fehlererkennungsmodells

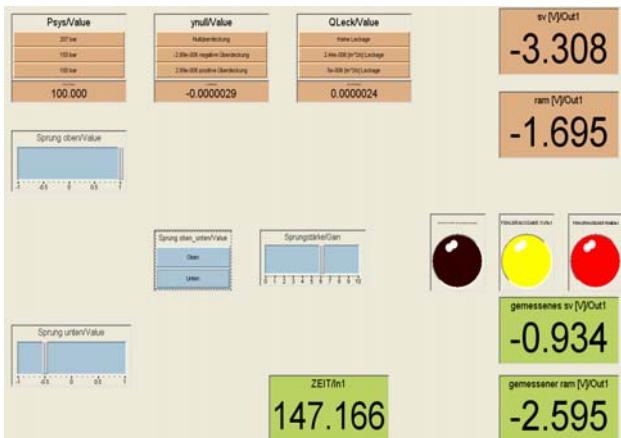


BILD 10: Fehlererkennung im DesktopDeveloper

die Fehler in dem Simulinkmodell zu simulieren, wird die Funktionstüchtigkeit der modellgestützten Fehlererkennung anhand des fehlerfreien realen Systems und dem mit simulierten Fehlern behafteten Modell überprüft. Durch den physikalisch getreuen Aufbau stellt die Simulation kein Problem dar. In den bisherigen Versuchen wurden die zu untersuchenden Fehler zunächst auf folgende Fälle eingeschränkt:

- Druckabfall im System
- Abweichende Nullüberdeckung des Servoventilkolbens an den Kanten
- Leckageölstrom
- Verringerte Stellgeschwindigkeit des Ram

Die Auswertung erfolgt sowohl online mit Hilfe eines entsprechenden Programms (ControlDesk) zur Verfolgung festgelegter Parameter und Änderungen der Modellgrößen während des Versuches als auch offline über die aufgezeichneten Mess- und Systemdaten.

Um die modellgestützte Fehlererkennung mit der statischen Grenzwertüberwachung besser verglichen zu können, werden für beide Methoden die erkannten und bestätigten Fehler als Messgröße ausgegeben. Die Schwellenwerte der statischen Grenzwertüberwachung hierfür sind [6] entnommen.

In BILD 10 ist ein Screenshot der Online-Auswertung zu erkennen. Mit Hilfe der obigen Schalterreihe lassen sich während des Versuches die genannten Fehler in das System einbringen, über die mittleren Schalter und Schieber lässt sich das Eingangssignal sowohl rampen- als auch sprungförmig ausführen und in der Amplitude ändern. Die digitalen Anzeigen geben die aktuellen Werte der Mess- und Simulationswert des Servoventilschiebers und des Ram, sowie die Zeit wieder. Die wichtigsten Anzeigen sind die drei runden LEDs, die bei Aufleuchten einen Fehler im System melden. Von Links nach Rechts sind die LEDs gerade:

- Durch statische Grenzwertüberwachung erkannter Fehler
- Durch Ram-Residuum erkannter Fehler
- Durch Servoventil-Residuum erkannter Fehler

Für die verschiedenen Kombinationen der Fehler, Eingangsformen und -stärken ist für alle Versuche eine Gemeinsamkeit festzustellen, die als Ergebnis dieser Arbeit hervorgehoben werden soll: Die Fehler werden mit Hilfe der modellbasierten Fehlererkennung schneller und genauer erkannt, als dies durch den betrachteten Grenzwert möglich ist. Diese Ergebnisse spiegeln sich auch in BILD 11 bis BILD 13 wieder. In den oberen Diagrammen sind jeweils die Verläufe des Eingangskommandos für die Ram-Position und die jeweiligen Ram-Auslenkungen des fehlerfreien realen Systems und fehlerbehafteten Simulationsmodells über fünf Sekunden aufgetragen, in den unteren Diagrammen sind dagegen die jeweils mit den unterschiedlichen Verfahren erkannten Fehler aufgetragen; dabei bedeutet der Wert „Eins“, dass ein erkannter Fehler im System vorliegt. Um die Ansicht anschaulicher zu gestalten, sind diese Kurven lediglich für die ersten zwei Sekunden aufgetragen. Die gepunktete Linie gibt die erkannten Fehler durch die statische Grenzwertbetrachtung wieder, die gestrichelte und durchgezogene Linie ergeben zusammen die

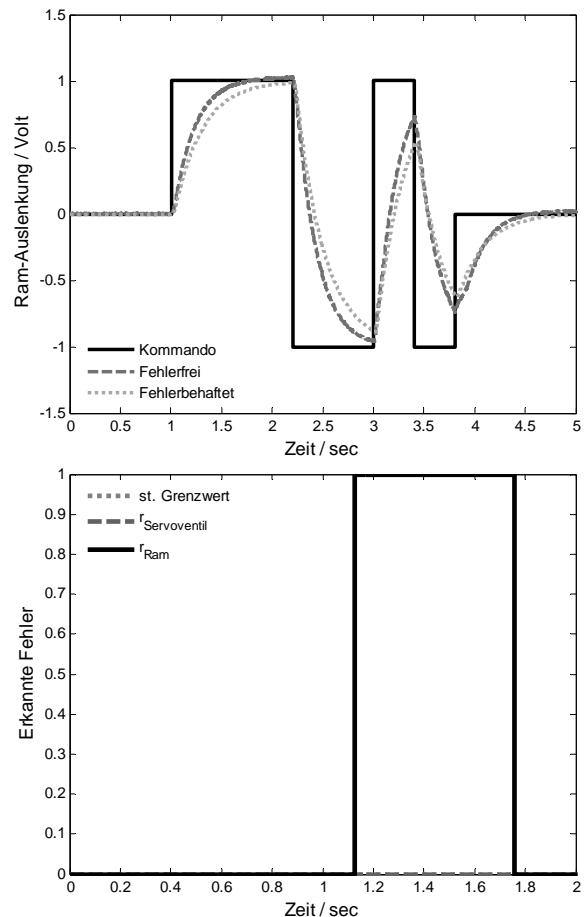


BILD 11: Simulierter Druckabfall

modellgestützte Fehlererkennung. In den Diagrammen wurden dabei die erkannten Fehler auf Grund einer Residuumsgrenzenüberschreitung in der Servoventilauslenkung und der Überschreitung der Residuumsgrenze für die Ram-Auslenkung getrennt voneinander aufgetragen.

In BILD 11 ist das Ergebnis für einen simulierten Druckabfall von dem normalen Systemdruck (207 bar) auf einen Druck von 130 bar dargestellt. Solche Druckabfälle in den Hydrauliksystemen sind zum Beispiel bei Landeanflügen denkbar, da die Triebwerke für die niedrigen Fluggeschwindigkeiten deutlich langsamer laufen als im Reiseflug und zusätzlich durch das Fahren der Landeklappen besonders viel Hydrauliköl benötigt wird. Aber auch in normalen Flugzuständen ist durch Fehler in einer der Hydrauliksysteme solch ein Druckverlust denkbar. Im oberen Diagramm ist deutlich zu erkennen, dass die Auslenkung des Ram durch den Druckverlust der Auslenkung des fehlerfreien System nachaillt. Diese Abweichungen führen in den ersten zwei Sekunden jedoch nur bei der modellbasierten Fehlererkennung zu einer Fehlermeldung, da der Grenzwert für die statische Überwachung nicht überschritten wurde. Während im ersten Fall der erkannte Fehler bereits bei ersten Abweichungen zu einem Umschalten innerhalb des Redundanzma-

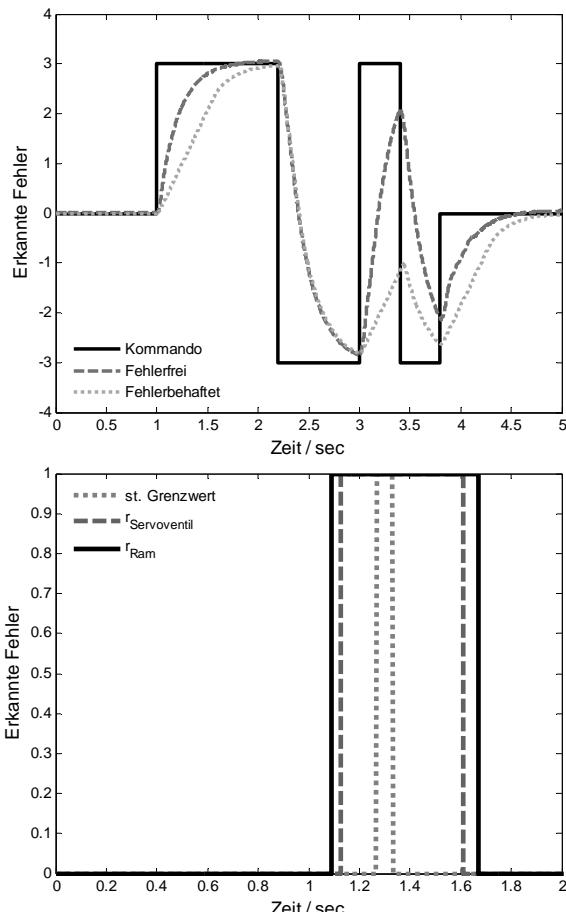


BILD 12: Reduzierte maximale Stellgeschwindigkeit

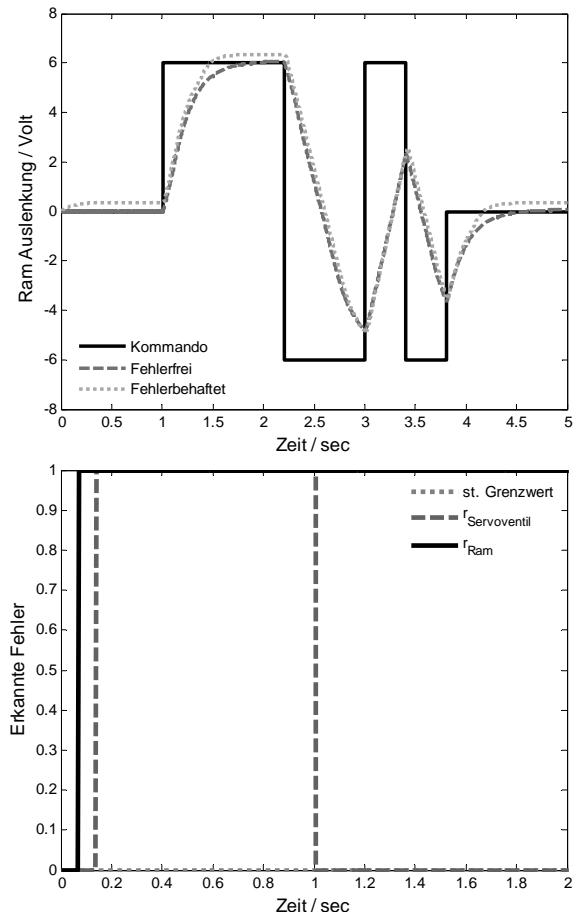


BILD 13: Negative Nullüberdeckung

gements zu einem funktionierenden System führen würde, könnte sich der Fehler bei der konventionellen Grenzwertüberwachung weiter auf die Ausgangsgröße und somit die Flugzeugbewegung auswirken.

Auch in BILD 12 ist ein ähnliches Ergebnis zu erkennen. Es wurde hier die maximale Stellgeschwindigkeit des Rams von $0,0483 \text{ } \text{m/s}$ auf $0,01 \text{ } \text{m/s}$ herabgesetzt. Die Abweichungen auf Grund des Fehlers sind in diesem Fall groß genug um auch bei einer konventionellen Grenzwertüberwachung zu einem Umschalten auf einen vorliegenden Fehler zu führen, jedoch tritt dieser deutlich später auf als bei den Residuen mit dynamischen Grenzwerten.

Für eine simulierte negative Nullüberdeckung bei einer 3211-Anregung mit sechs Volt Amplitude ergeben sich die in BILD 13 dargestellten Diagramme. Es ist gut zu erkennen, wie es im fehlerhaften System bereits in den ersten zwei Sekunden zu einem Überschießen des Kommandowertes kommt. Diese Abweichung führt jedoch erneut nur mit Hilfe der modellbasierten Fehlererkennung zu einem Ausschlag des Kontrollwertes.

Auch für weitere Fehlerquellen, andere Eingangssignale und kombinierte Gefahrensituationen ergibt sich das hier vorgestellte Ergebnis, das die modellbasierte Fehlererkennung als deutlich zuverlässiger und schneller kennzeichnet.

6. LITERATURLISTE

5. ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Ausarbeitung wurde ein Überblick über den Aufbau einer modellbasierten Fehlererkennung gegeben. Während die Modellierung eines physikalisch getreuen Ersatzsystems und die Identifizierung der entsprechenden Modellparameter die Grundlagen dieses Ansatzes bilden, wurden im Weiteren auch unterschiedliche Methoden zur Überwachung technischer Systeme vorgestellt; insbesondere wurde dabei auf die Theorie und Umsetzung des modellgestützten Fehlermanagements eingegangen. Mit Hilfe der entworfenen Simulink-Struktur konnte zunächst eine Erprobung der Methode mittels der Simulationsmodelle vollzogen werden und anschließend ein Vergleich der konventionellen und neuartigen Fehlererkennung in der Echtzeit Simulation durchgeführt werden. Diese Hardware-in-the-Loop Untersuchungen haben letztendlich das erwartete Ergebnis bestätigt, dass mit Hilfe der Aktuatorüberwachung durch das entsprechende Aktuatormodell eine deutliche Verbesserung in der Fehlererkennung erzielt werden kann. Aufgrund des geringen Rechenaufwands eignen sich Paritätsgleichungen sehr gut für eine Online-Fehlerdiagnose für Flugsteuerungsaktuatoren.

5.1. Ausblick

Nachdem mit Hilfe der Simulationsversuche und der Hardware-in-the-Loop Untersuchungen die Verbesserungsmöglichkeiten im Fehlermanagement durch eine modellbasierte Fehlererkennung bestätigt wurden, sind ein weiterer Ausbau des Modells und dessen Anwendung die folgenden Schritte. Dazu gehört die Untersuchung weiterer Fehlerquellen auf das System der Flugsteuerung, aber auch die Möglichkeit weitere Messgrößen, wie zum Beispiel den Differenzdruck der Kammern, zur Überwachung des Systems zu nutzen.

Anschließend wäre die Integration der Teilmödelle in ein bereits bestehendes Flugzeugmodell denkbar, um dort die Zusammenwirkung von Fehlererkennung und Redundanzmanagement erforschen und beurteilen zu können. Dazu gehört die Anpassung der Umschaltalgorithmen sowie die Entwicklung von Rekonfigurationsgesetzen um den Steuerungsverlust auf Grund von ausgefallenen Steuerflächen durch funktionsfähige Systeme zu kompensieren.

- [1] STAMMEN, C.
Condition Monitoring für intelligente hydraulische Linearantriebe
Shaker Verlag
Aachen, 2005
- [2] HOMEIER, S.
Identifikation und Modellierung elektrohydraulischer Aktuatoren sowie Realisierung von Aktuatorregelkreisen,
Studienarbeit beim DLR e.V. Braunschweig,
Braunschweig, 2006
- [3] ISERMANN, R.
Überwachung und Fehlerdiagnose,
VDI-Verlag,
Düsseldorf, 1994
- [4] KLIFFKEN, M. G.
Nichtlineare strukturelle Regelung, angewandt auf Stellsysteme der Flugsteuerung
Fortschritt-Berichte VDI der Reihe Mess-,
Steuerungs- und Regelungstechnik,
Düsseldorf, 1999
- [5] MÜNCHHOF, M.
Model-Based Fault Management for a Hydraulik Servo Axis
5th International Fluid Power Conference,
Shaker Verlag
Aachen, 2006
- [6] N.N.
Pro HMS: Technical Specification
EADS Airbus
Hamburg, 2000
- [7] THIELECKE, F.
Systemidentifikation – Eine Einführung für Ingenieure,
DLR e. V. Braunschweig, Institut für Flugsystemtechnik, Abteilung Systemautomation