

SIMULATORVERSUCHE EINES ADAPTIVEN UND REKONFIGURIERBAREN FLUGREGLERS ZUR KOMPENSATION VON SYSTEMSCHÄDEN

P. Schnetter, T. Groth

Technische Universität Braunschweig, Hermann-Blenk-Str. 27, 38108 Braunschweig, Germany

T. Krüger

Aerodata AG, Hermann-Blenk-Str. 34-36, 38108 Braunschweig, Germany

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird die Erweiterung eines nichtlinearen und adaptiven Flugreglers auf Basis dynamischer Inversion kombiniert mit neuronalen Netzwerken um Algorithmen zur Rekonfiguration bei Ausfall eines oder mehrerer primärer Stellglieder vorgestellt. Dabei bildet der adaptive Regelkreis durch die Verwendung neuronaler Netzwerke in der Regelung der Rotationsdynamik die Basis zum Ausgleich von Inversionsfehlern als Ergebnis von Parameterunsicherheiten sowie von externen Störungen am Flugzeug. Bei dem in dieser Arbeit verwendete Lernverfahren handelt es sich um das Gleitzustandslernen, welches aus dem Bereich der strukturvariablen Regelung abgeleitet ist und durch die Betrachtung des Netzwerktrainings als Regelungsprozess eine höhere Konvergenzgeschwindigkeit durch die dynamische Berechnung der Lernrate ermöglicht. Kommt es jedoch zum Ausfall eines oder mehrerer primärer Steuergrößen können auch die neuronalen Netzwerke keinen Einfluss mehr auf die Stabilisierung des Fluggeräts nehmen. Für diese Degradationsszenarien wird der Regelkreis um die Möglichkeit zur Rekonfiguration erweitert. Dabei werden sekundäre Stellglieder verwendet, um die durch den Regler kommandierten Drehmomente um die drei Flugzeugachsen zu erzeugen. Dafür werden der differenzielle Schub, die Rollspoiler, die Höhenleitwerktrimmung sowie die sogenannten Direkte-Auftriebs-Klappen verwendet. In dieser Arbeiten wird die Leistungsfähigkeit des Regelungsansatzes für verschiedene Ausfallszenarien des Höhenruders untersucht. Im Anschluss werden die Ergebnisse einer Pilotenstudie im Flugsimulator AVES des DLR Braunschweig dazu verwendet den Sicherheitsgewinn durch den Einsatz des adaptiven und rekonfigurierbaren Flugreglers abzuleiten.

1 EINLEITUNG

Im Rahmen des koordinierten Forschungsprojektes *Bürger-nahes Flugzeug am Niedersächsischen Forschungszentrum für Luftfahrt (NFL)* wird im Arbeitspaket *Hybride Ansätze zur Verbesserung der Eigenschaften von Flugreglern* an adaptiven Regelungskonzepten gearbeitet. Ziel der Untersuchungen ist die Entwicklung und abschließende Analyse eines fehlertoleranten Ansatzes, bestehend aus einem modellbasierten Regelungskonzept und der Erweiterung um lernfähige neuronale Netzwerke, sowie Rekonfigurationsalgorithmen. Ein in der Literatur wohl beschriebener Ansatz ist dabei die sogenannte Eingangs-/Ausgangslinearisierung oder auch dynamische Inversion [1, 2]. Bei diesem Konzept wird eine Zustandsrückführung in Kombination mit einer Systemtransformation dazu genutzt das Eingangs-/Ausgangsverhalten eines Systems zu linearisieren, ohne dabei auf die Beschränkungen lokaler Arbeitspunkte klassischer Ansätze angewiesen zu sein. Dabei ist es durch die Verwendung von Modellparametern wahrscheinlich, dass es zu Abweichungen zwischen den angenommenen Parametern und der tatsächlichen Regelstrecke kommt, so dass es bei der Umsetzung der invertierten Systemdynamik zu sogenannten Inversionsfehlern kommt. Aus diesem Grund wird die universelle Approximationsfähigkeit neuronaler Netzwerke dafür verwendet, sich an die entstandenen Feh-

ler anzupassen und sie auf diese Weise zu kompensieren [3, 4, 5, 6, 7]. Neben diesen, durch Parameterunsicherheiten erzeugten Inversionsfehlern, können durch den Einsatz der adaptiven Netzwerke zusätzliche Störungen am Flugzeug, wie beispielsweise Dynamikveränderungen durch Schäden, ausgeglichen werden, sofern die vorhandenen Steuerorgane physikalisch dazu in der Lage sind, den entstandenen Störkräfte entgegenzuwirken [7]. Ergebnisse zu verschiedenen Untersuchungen dieser Fragestellungen sind unter anderem in [8, 9, 10] zu finden. Dabei wird insbesondere auf die Erweiterung des klassischen *backpropagation* Algorithmus durch Ansätze aus der strukturvariablen Regelung eingegangen. [11, 12, 13, 3].

Kommt es zusätzlich zu externen Störungen und Dynamikänderungen am Flugzeug zum Ausfall einzelner oder mehrerer Steuerorgane, können auch die neuronalen Netzwerke die entstehenden Störmomente nicht ausgleichen, so dass eine Rekonfiguration der verbliebenen Steuerorgane notwendig wird, um das Flugzeug manövrierfähig zu halten. Dabei werden insbesondere die sekundären Steuerorgane wie Spoiler, Trimmflossen und der Schub für die Einhaltung einer vorgegebenen Fluglage verwendet. Vorteilhaft ist dabei der Aufbau des verwendeten Inversionsreglers. Dieser berechnet benötigte Momente für die Erzeugung kommandierter Drehraten, welche in einer Steuer-

lokationsrechnung auf die sekundären Steuerorgane umgerechnet werden können. In dieser Arbeit werden zunächst Simulationsergebnisse des degradierten Systems am Beispiel des DLR-Versuchsträger ATTAS (Advanced Technologies Testing Aircraft) gezeigt. Dabei wurde vereinfachend davon ausgegangen, dass ein Fehler an jedem der primären Steuerorgane sofort erkannt und eindeutig identifiziert werden kann. Fehleridentifikationsmethoden wie sie beispielsweise in [14] beschrieben sind, wurde somit nicht untersucht. Im Anschluss an die Simulationen werden die Ergebnisse einer Pilotenstudie auf dem Bewegungssimulator AVES (Air VEHICLE Simulator) des DLRs dargestellt [15]. Dabei war es die Aufgabe der Piloten auf plötzlich eintretende Defekte der primären Steuerflächen zu reagieren und das Flugzeug in eine stabile Lage zurückzuführen. Die Steuereingaben der Piloten und die resultierenden Flugbahnen werden mit den Ergebnissen des hybriden Regelungsansatzes verglichen, um einen Sicherheitsgewinn durch die Verwendung des adaptiven Konzeptes abzuleiten. In Abbildung 1 ist eine schematische Darstellung des ATTAS zu sehen. Dabei ist das in der Simulation festgestellten Höhenruder rot und die zur Rekonfiguration verwendeten Direkten Auftriebs Klappen (DLC) und die Höhenleitwerktrimmung in blau dargestellt.

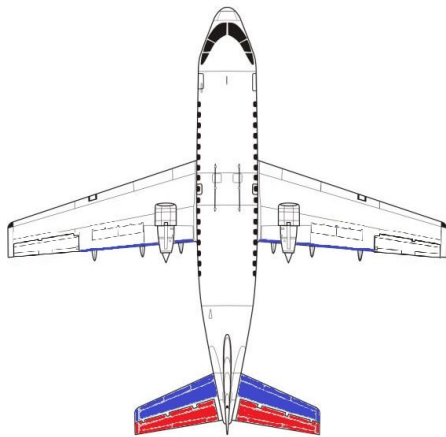


Abbildung 1: Abstrakte Darstellung des ATTAS mit Nickmomentenrekonfiguration

2 THEORIE DES REGELUNGSVERFAHRENS

2.1 Nichtlineare dynamische Inversion

Bei dem im Projekt verwendeten Regelungsansatz handelt es sich wie bereits erwähnt um die dynamische Inversion. Der Name dieses Verfahrens leitet sich von der Inversion der nichtlinearen Regelstreckendynamik ab. Es wird dabei eine Modellbeschreibung des zu regelnden Systems benötigt, um diese invertieren und für die Regelung nutzbar machen zu können. Dieser Ansatz unterscheidet sich von beispielsweise Vorsteuerungen mit invertiertem Modellverhalten insofern, als dass eine Zustandsrückführung

verwendet wird und mit Hilfe einer Zustandstransformation ein lineares Eingangs-/Ausgangsverhalten zu erzeugen. Bei einer idealen und fehlerfreien Inversion besitzt das transformierte System $F_{Tr}(s)$ als Zusammenschluss von Inversion und Regelstrecke das Übertragungsverhalten von $F_{Tr}(s) = 1$. Einzig der relative Grad r der invertierten Dynamik gibt an, wie groß die, durch integrierendes Streckenverhalten erzeugte, Verzögerung der transformierten Systems ist. Da es sich bei einer oder mehrfachen Integration um ein lineares Übertragungsverhalten handelt, kann durch den Einsatz der dynamischen Inversion das System arbeitspunktunabhängig Eingangs-/Ausgangslinearisiert werden.

Für ein Eingrößensystem mit Affinität in der Steuerung u sei folgendes System gegeben:

$$(1) \quad \begin{aligned} \dot{\vec{x}} &= f(\vec{x}) + g(\vec{x}) \cdot u, \\ y &= h(\vec{x}). \end{aligned}$$

Dabei sind f und g hinreichend glatte Vektorfelder im Wertebereich $D \subset \mathbf{R}^n$. Da die Inversion des Eingangs-/Ausgangsverhalten durchgeführt werden soll, muss zunächst ein formelmäßiger Zusammenhang gefunden werden, in dem die Eingangsgröße eine direkte Auswirkung auf den Ausgang oder eine Ableitung dessen hat. Der relative Grad gibt an, wie oft die Ausgangsgleichung abgeleitet werden muss, bis diese Beziehung vorliegt. Mit Hilfe von Lie-Ableitungen lässt sich schreiben:

$$(2) \quad y^{(r)} = L_f^r h(\vec{x}) + L_g L_f^{r-1} h(\vec{x}) \cdot u.$$

In Gleichung 2 kann nun der Zusammenhang zwischen der r -ten Ableitung des Ausgangs $y^{(r)}$ und der Eingangsgröße u invertiert werden. Dabei wird $y^{(r)}$ zur neuen Eingangsgröße des invertierten Systems. Um Verwechslungen mit der eigentlichen Eingangsgröße zu vermeiden wird der Begriff Pseudosteuergröße v eingeführt. Aus Gleichung 2 und Einsetzen von v ergibt sich die eigentliche Steuergröße, als Ausgangs der dynamischen Inversion zu:

$$(3) \quad u = \frac{1}{L_g L_f^{r-1} \cdot h(x)} [v - L_f^r h(x)]$$

Kombiniert man nun die Gleichungen 2 und 3 ergibt sich folgender Systemausgang:

$$(4) \quad y^{(r)} = v.$$

Die ehemals nichtlineare Systemdynamik kann somit auf eine reine Integrator-kette reduziert werden und erlaubt so die Verwendung von linearen Regelungselementen. Eine ausführliche Darstellung der Theorie für Mehrgrößensysteme ist unter anderem in [6] gegeben.

Wie oben beschrieben führen Parameterungenauigkeiten oder vereinfachende Annahmen bei der Bildung der Modelldynamik zu Inversionsfehlern, welche einen Einfluss auf die Gesamtfehlerdynamik des geregelten Systems haben. Dabei kann der Inversionsfehler als Differenz zwischen der r -ten Ableitung des Referenzmodellausgangs $\vec{y}_R^{(r)}$

und des Systemausgangs $\bar{y}^{(r)}$ geschrieben werden. Es folgt somit:

$$(5) \quad \Delta = y^{(r)} - y_R^{(r)}.$$

Die $k \leq r - 1$ Ableitungen von $e(t) = y - y_R$ beschreiben den Regelfehler und werden in einem Fehlerzustandsvektor zusammengefasst:

$$(6) \quad \vec{\chi}(t) = \begin{bmatrix} e(t) \\ \dot{e}(t) \\ \vdots \\ e^{(r-1)} \end{bmatrix}.$$

In der Form einer Zustandsraumdarstellung, mit dem Inversionsfehler als deren Eingangsgröße, gilt nun für die Fehlerdynamik [6]:

$$(7) \quad \dot{\vec{\chi}} = \mathbf{A}_E \vec{\chi} + \vec{b}_E \Delta.$$

Dabei ist \mathbf{A}_E die Hurwitz Matrix und enthält die positiven Reglerverstärkungen.

2.2 Inversion der Rotationsdynamik

Beispielhaft für die Inversionen der verschiedenen Reglerkaskaden soll hier die Inversion der Rotationsdynamik als Schnittstelle zur Steuerflächenallokation dargestellt werden. Als Grundlage für den Zusammenhang zwischen Momenten und Drehraten dient der Drallsatz

$$(8) \quad \dot{\vec{\omega}}_f^{gf} = I_f^{-1} \cdot \left[\sum \vec{M}_f - \vec{\omega}_f^{gf} \times \left(I_f \cdot \vec{\omega}_f^{gf} \right) \right],$$

wobei der Ausdruck \vec{M}_f für die Summe aller Momente und I_f für den Trägheitstensor des Flugzeugs steht. Um nun die benötigten Momente bei der Vorgabe einer Soll-Drehbeschleunigung zu berechnen, muss Gleichung 8 nach dem Momententerm aufgelöst werden. Dabei ist erkennbar, dass durch die einfache Ableitung des Drehratenvektor ein System mit dem relativen Grad von eins vorliegt. Analog zu [6] wird ein inkrementeller Ansatz genutzt, so dass nicht für jeden Zeitschritt das Gesamtmoment berechnet wird, sondern ausschließlich das noch benötigte Inkrement, um aus dem aktuellen Flugzustand heraus die gewünschte Drehbeschleunigung zu erreichen. Mit

$$(9) \quad \sum \vec{M}_f = \vec{M}_0(x, u)_f + \delta M_k(\delta u_k)_f$$

und dem Einsetzen der Pseudosteuergröße v_ω für $\dot{\vec{\omega}}_f^{gf}$ folgt für die Inversion von Gleichung 8

$$(10) \quad \left(\delta \vec{M}_k(\delta u_k) \right)_f = I_f \cdot v_\omega + \vec{\omega}_f^{gf} \times \left(I_f \cdot \vec{\omega}_f^{gf} \right) - \left(\vec{M}_0(x, u) \right)_f.$$

Das so bestimmte kommandierte Momenteninkrement $\delta \vec{M}_k$ kann nun in der Steuerflächenallokation auf ein Steuergrößeninkrement δu_k umgerechnet werden. An diesem Punkt wird die vorteilhafte Architektur des Inversionsreglers deutlich, da es für die übrige Reglerstruktur

keinen Unterschied macht, ob die Momente primären oder sekundären Steuerflächen zugewiesen werden. In Abschnitt 3.1 wird die Steuerflächenzuweisung der Höhenruderrekonfiguration dargestellt.

2.3 Neuronale Netzwerke

Bei der Regelung mittels dynamischer Inversion ist es gängig den existierenden Inversionsfehler Δ mit Hilfe von neuronalen Netzwerke zu kompensieren, wobei üblicherweise vorwärtsgerichtete Netze mit drei Schichten zum Einsatz kommen, die mindestens in der verdeckten Schicht sigmoide Transferfunktionen verwenden [4, 5, 6, 16]. Dieser Ansatz wird auch hier herangezogen, wobei er wegen der empirischen Auslegung der Lernrate und der daraus resultierenden erschwerten Stabilitätsanalyse des Regelungssystems mit dem sogenannten Gleitzustandslernverfahren erweitert wird [8, 3]. Dieses Lernverfahren basiert auf der Theorie der strukturvariablen Regelung und betrachtet das Lernen eines KNN als geregelten Prozess. Dadurch können konkrete Stabilitätsbedingungen für die Lernrate hergeleitet werden, welche sich dann während des Lernprozesses mit jedem Lernschritt ändert, aber stets in stabilen Wertebereichen verbleibt und eine im Vergleich zur festen Einstellung höhere Konvergenzgeschwindigkeit des Lernverfahrens ermöglicht. Der prinzipielle Ablauf soll im Folgenden verkürzt umrissen werden, wobei für Details zum Lernen mit Rückpropagationsalgorithmus zum Beispiel auf [6] und [16] sowie für das Gleitzustandslernverfahren auf [3] verwiesen sei.

Betrachtet man die Ausgabe eines neuronalen Netzwerkes in allgemeiner Vektorschreibweise, so kann man diese wie folgt zusammenfassen:

$$(11) \quad \vec{y} = \mathbf{w}^{(2)} \cdot \vec{f}^{(2)}(\mathbf{w}^{(1)} \vec{x}).$$

Dabei ist \vec{x} der Eingabevektor, $\mathbf{w}^{(1)}$ und $\mathbf{w}^{(2)}$ sind die Gewichtsmatrizen des Netzwerkes und $\vec{f}^{(2)}$ bezeichnet die Transferfunktion der verdeckten Schicht. Der in Abhängigkeit der Zielgröße resultierende quadratische Fehler E kann unter Einführung der Gesamtgewichtsmatrix \mathbf{w} zur Ermittlung der für die Fehlerminimierung nötigen Gewichtsänderungen herangezogen werden.

$$(12) \quad \Delta \mathbf{w} = -\mu \frac{\partial E_j}{\partial \mathbf{w}}.$$

Gleichung (12) stellt den klassischen Backpropagationalgorithmus dar, der etwa in [17] umfangreich diskutiert wird. Die feste Lernrate $\mu > 0$ hat einen starken Einfluss auf die Schrittweite des Lernverfahrens und damit, wie bereits erwähnt, auf die Stabilität des Regelkreises, weshalb sie eher konservativ zu wählen ist. Um nun den Inversionsfehler auszuregeln, muss dieser nichtlineare Parameter vom KNN approximiert werden, wobei dabei auf die in [18] nachgewiesenen universellen Approximationseigenschaften zurückgegriffen werden kann. Mit diesem Ansatz lässt sich die Fehlerdynamik aus (7) um die Ausgabe des KNN v_{ad}

erweitern, die gemäß (11) berechnet wird:

$$(13) \quad \dot{\vec{\chi}} = \mathbf{A}_E \cdot \vec{\chi} + \mathbf{b}_E (\Delta - v_{ad} - v_r);$$

Der Term v_r kennzeichnet einen robustifizierenden Anteil, der für die Ljapunov-Stabilität des Gesamtsystems von Bedeutung ist und für den an dieser Stelle auf [19] verwiesen sei. Analysiert man nun den Einfluss des Approximationsfehlers auf die Stabilität der Fehlerdynamik aus (13), lassen sich Lerngesetze für die Gewichtsmatrizen ableiten [6].

$$(14) \quad \dot{\mathbf{w}}^{(1)} = \Gamma^{(1)} \cdot \left[\vec{x} \cdot \vec{\zeta} \cdot \mathbf{w}^{(2)} \cdot \mathbf{f}'(\mathbf{w}^{(1)} \vec{x}) - \lambda \cdot \|\vec{\zeta}\|_2 \cdot \mathbf{w}^{(1)T} \right],$$

$$(15) \quad \dot{\mathbf{w}}^{(2)} = \Gamma^{(2)} \cdot \left[\vec{f}(\mathbf{w}^{(1)} \vec{x}) \cdot \vec{\zeta} - \mathbf{f}'(\mathbf{w}^{(1)} \vec{x}) \cdot \mathbf{w}^{(1)} \vec{x} \cdot \vec{\zeta} - \lambda \cdot \|\vec{\zeta}\|_2 \cdot \mathbf{w}^{(2)T} \right]$$

Hierbei sind $\Gamma^{(1)}$ und $\Gamma^{(2)}$ positive Matrizen, die die Lernraten enthalten, und λ ist eine positive Konstante. Mit diesen Lerngesetzen lässt sich schließlich auch eine Ljapunow-Funktion $V(\vec{\chi})$ finden, mit der die Stabilität der Fehlerdynamik nachgewiesen werden kann, was unter anderem in [5] und [6] beschrieben ist.

Dieser Lernansatz ist gut erprobt und insofern für ein adaptives Regelungssystem leistungsfähig. Gleichwohl verfügt das klassische Lernen mit Rückpropagation nur über eine feste, empirisch zu ermittelnde Lernrate, die zu klein gewählt zu einer geringen Konvergenzgeschwindigkeit des Lernvorgangs und zu groß eingestellt zu Schwingungen in der Netzwerkausgabe führen kann. Im Sinne der Stabilität wird man letztlich eine konservative Einstellung wählen, was unter Umständen zu einem Lernverhalten führt, dass in seiner Geschwindigkeit nicht ausreichend ist, um etwa Beschädigungen am System zu kompensieren. Eine Möglichkeit, diesem Problem zu begegnen, ist die sogenannte Gleitzustandsregelung (engl. *Sliding Mode Control* - SMC), die in das Feld der strukturvariablen Regelung gehört und auf neuronale Netzwerke übertragbar ist. Die Grundidee dieses Regelungsansatzes besteht darin, im Zustandsraum eines dynamischen Systems Schaltlinien zu definieren, die durch seinen stabilen Ursprung verlaufen. Mit Hilfe geeigneter Schaltgesetze ist es weiterhin möglich, die Zustände des Systems auf diese Schaltlinien zu zwingen und sie dann im Gleitzustand dem stabilen Ursprung zustreben zu lassen. Betrachtet man ein KNN unter diesen Randbedingungen nun als geregeltes System, so entspricht der Lernalgorithmus einem strukturvariablen Regler, für den Schaltlinien \vec{S} zur Festlegung der Schaltgesetze definiert werden müssen. Die Schaltfunktion \vec{S} kombiniert mit der sogenannten Existenz- und Erreichbarkeitsbedingung des Gleitzustandes können dann für die Änderung der Verbindungsgewichte herangezogen werden. Diese stellt zunächst lediglich eine Erweiterung des normalen Backpropagation-Algorithmus' um die Schaltlinie \vec{S} dar :

$$(16) \quad \Delta \mathbf{w} = \left(\frac{\partial \vec{y}(\vec{w}, \vec{x}, \vec{y}_d)}{\partial \vec{w}(t)} \right)^T \cdot \mu \cdot \text{diag}(\text{sign}(\vec{S})) \cdot |\vec{\epsilon}|.$$

Dieses Lernverfahren kann demzufolge in (14) und (15) angewendet werden, und erlaubt gleichzeitig die dynamische

Berechnung der Lernraten unter Berücksichtigung der Stabilitätsforderung des Gleitzustandes. Die Schaltfunktion \vec{S} aus (16) wird dazu wie folgt definiert:

$$(17) \quad \vec{S} = \dot{\vec{\epsilon}} + \lambda \cdot \vec{\epsilon}.$$

Es ist ersichtlich, dass sich das System für $S = 0$ direkt auf der Schaltlinie befindet, auf der der Netzwerkfehler gegen 0 gleitet, sofern der Faktor λ positiv gewählt wird:

$$(18) \quad \vec{S} = \dot{\vec{\epsilon}} + \lambda \cdot \vec{\epsilon} = 0 \Rightarrow \vec{\epsilon} = \vec{\epsilon}(t_0) \cdot e^{-\lambda(t-t_0)}.$$

Im Weiteren wird die Ableitung des Netzwerkfehlers $\vec{\epsilon}$ über die Taktrate des Regelkreises T_s bestimmt.

$$(19) \quad \dot{\vec{\epsilon}} \approx \frac{\vec{\epsilon}(t) - \vec{\epsilon}(t - T_s)}{T_s}$$

Aus der Existenz- und Erreichbarkeitsbedingung des Gleitzustandes kann man für ein zeitdiskretes System folgenden Ansatz für die Änderung des Betrages von \vec{S} über der Zeit finden:

$$(20) \quad |\vec{S}_{k+1}| < |\vec{S}_k|.$$

Dabei beschreibt der Index k den aktuellen Trainingsschritt und der Index $k + 1$ den darauffolgenden. Unter Verwendung von (17) und (19) können dann \vec{S}_k sowie \vec{S}_{k+1} berechnet werden:

$$(21) \quad \vec{S}_k = \dot{\vec{\epsilon}}_k + \lambda \cdot \vec{\epsilon}_k = \left(\lambda + \frac{1}{T_s} \right) \vec{\epsilon}_k - \frac{1}{T_s} \vec{\epsilon}_{k-1}$$

$$(22) \quad \vec{S}_{k+1} = \dot{\vec{\epsilon}}_{k+1} + \lambda \cdot \vec{\epsilon}_{k+1} = \left(\lambda + \frac{1}{T_s} \right) \vec{\epsilon}_{k+1} - \frac{1}{T_s} \vec{\epsilon}_k.$$

Mit Hilfe dieses Ansatzes und einer Approximation von $\vec{\epsilon}_{k+1}$, die in [3] beschrieben ist, kann die Ungleichung (20) umgeformt und nach der Lernrate μ umgestellt werden, für die sich dadurch Intervallgrenzen berechnen lassen, in denen sie den Stabilitätsforderungen des Gleitzustandes Genüge tut. Damit kann für jeden Regelungsschritt die Lernrate neu bestimmt und so an sich ändernde dynamische Randbedingungen angepasst werden, was die Leistungsfähigkeit des Lernverfahrens im Vergleich zum Standardansatz deutlich erhöht. In Abbildung 2 ist die Regelungsarchitektur der Rotationsdynamik mit der Erweiterung um die neuronalen Netzwerke dargestellt.

3 REKONFIGURATION

Die Auslegung eines Flugreglers für den Referenzbetrieb erfolgt üblicherweise für die Nutzung der primären Steuerorgane wie Höhen-, Seiten und Querruder. Dabei werden bei einigen Mustern beispielsweise zusätzlich die Rollspoiler für die Unterstützung der Lageregelung um die Längsachse verwendet. Kommt es nun zu einem Defekt eines der primären Steuerorgane schalten übliche Autopilotensysteme zumindest die betroffene Ruderansteuerung ab oder wechselt direkt in den manuellen Flug zurück. Ab diesem Moment muss der Pilot sich an die potentiell kritische Flugsituation anpassen und analog

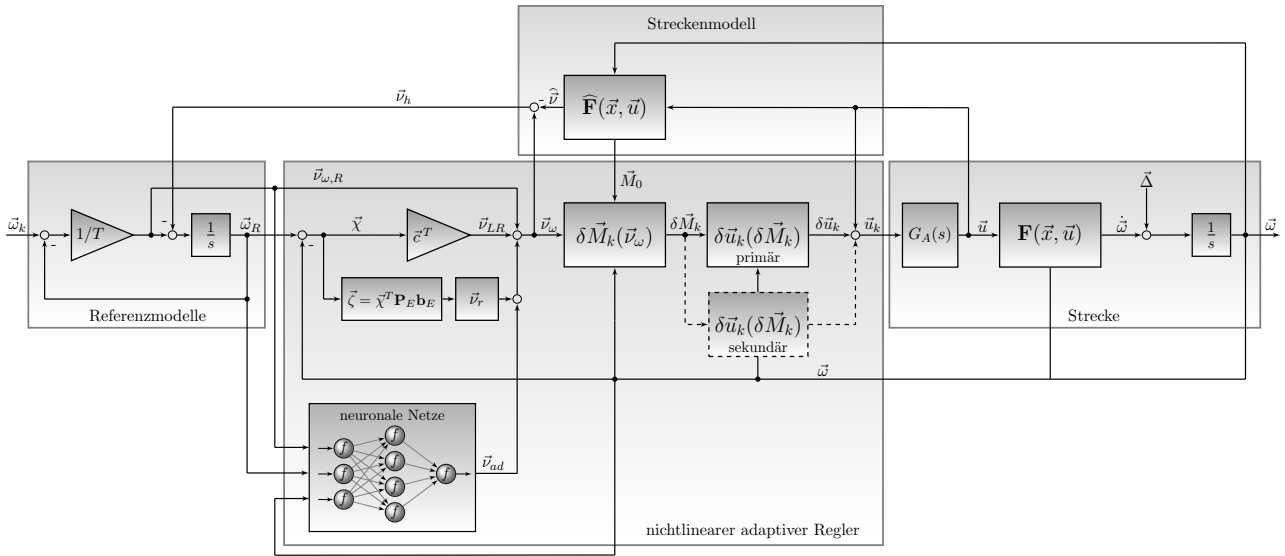


Abbildung 2: Blockschaltbild der Rotationsdynamikinversion mit der Erweiterung um neuronale Netzwerke und der Steuereffflächenallokation für die sekundären Stellglieder.

seiner fliegerischen Ausbildung für Notsituationen den Ausfall im geeigneten Maße ausgleichen. Dies muss bei Festklemmen eines Ruders bei großem Ausschlagswinkel jedoch in so kurzer Zeit passieren, dass nicht sicher davon ausgegangen werden kann, dass ein nicht speziell dafür trainierter Pilot das Flugzeug wieder stabilisieren kann.

Eine mögliche Verbesserung dieser Situation verspricht ein rekonfigurierbarer Regelungsansatz. Bei diesem ist der Regler dazu in der Lage, das benötigte Steuermoment eines ausgefallenen Steuerorgans durch den Einsatz sekundärer Stellglieder zu erzeugen und so das Flugzeug zu stabilisieren. Im Gegensatz zu bestehenden Linearreglern werden somit die sekundären Steuerorgane nicht nur zur Unterstützung, sondern tatsächlich zur alleinigen Regelung der Fluglage verwendet. In Tabelle 1 ist der in dieser Arbeit verwendete Rekonfigurationsansatz dargestellt. Dabei wird der Ausfall eines primären Stellglieds jeweils nur durch den Einsatz eines, oder im Falle der Höhenruderrekonfiguration zweier, sekundärer Stellglieder kompensiert. Es ist theoretisch auch möglich Kopplungen der Roll-Gier-Bewegung für die Rekonfiguration nutzbar zu machen, nur ist der primäre Effekt der Stellglieder in diesen Fällen so hoch, dass das Einhalten einer vorgegebenen Flugbahn nur noch für sehr geringe festgesetzte Ruderausschläge möglich ist.

Momentenbeiwert	prim. Stellglied	sek. Stellglied
C_l	Querruder	Rollspoiler
C_m	Höhenruder	Höhenleitwerk, Direkte Auftriebsklappen
C_n	Seitenruder	Differenzialschub

Tabelle 1: Auflistung der sekundären Stellglieder zur Rekonfiguration der Drehmomente um je eine Achse

Ebenfalls denkbar ist die Rekonfiguration mittels Landeklappen oder dem Ausfahren des Fahrwerks. Jedoch sind die Stellraten beider Ansätze sehr gering und der Stellbereich auf diskrete Positionen beschränkt, so dass beide Varianten nicht zur Rekonfiguration herangezogen werden.

3.1 Rekonfiguration des Höhenruders

Exemplarisch für die Rekonfiguration der drei primären Stellglieder, soll in diesem Abschnitt der Ansatz für den Ausfall des Höhenruders dargestellt werden. Die hier beschriebene Rekonfiguration erfolgt für den ehemaligen DLR Versuchsträger ATTAS, der auf einer modifizierten VFW-614 basiert. Durch verschiedene Messkampagnen sind die aerodynamischen Beiwerte des ATTAS sehr genau erfasst, so dass ein gut parametrisiertes Dynamikmodell existiert, welches vom DLR zur Verfügung gestellt wurde.

Das Höhenleitwerk des ATTAS kann mit einer Stellrate von ungefähr $14^\circ/s$ ausgeschlagen werden, besitzt jedoch nur einen Stellbereich von -19° bis 1° . Dieser wird für eine bessere Generalisierbarkeit auf 5° positiven Ausschlag erhöht. Entsprechend dem Vorgehen aus Abschnitt 2.1 wird das in der Inversion der Rotationsdynamik berechnete Sollmomenteninkrement auf den Höhenleitwerksausschlag δi_H umgerechnet. Für eine detaillierte Herleitung sei auf [20] verwiesen. Für das benötigte Höhenleitwerksinkrement folgt:

$$(23) \quad \delta i_H = \delta \alpha_H - \tan^{-1} \left(\frac{z_H^*}{r_H^*} \right) - \cos^{-1} \left(- \frac{(\delta C_{mH} - C_{mH,0}) \cdot S \cdot l_\mu}{C_{AH} \cdot S_H \cdot \sqrt{r_H^* + z_H^*}} \right)$$

Dabei sind z_H^* und r_H^* die Abstände der Neutralpunkte von Höhenleitwerk und Flügel-Rumpf-Kombination in z- und x-Richtung, $\delta \alpha_H$ das benötigte Anstellwinkelincrement am

Höhenleitwerk, S und S_H die Bezugsflächen der Tragfläche, sowie des Höhenleitwerks und l_μ ist die Bezugsflügelteufe. Im Zähler des Arkuskosinus in Gleichung 23 ist das in der Inversion berechnete Nickmomenteninkrement in der Beiwertschreibweise für das Höhenleitwerk zu sehen.

Zusätzlich zum Höhenleitwerk mit dessen Hilfe Höhenruderdefekte bis zu einem Feststellen von $\eta = 16^\circ$ bis $\eta = -6^\circ$ ausgeglichen werden können, werden zusätzlich die Direkten-Auftriebsklappen, kurz DLC-Klappen, verwendet, um den Intervallbereich auf $\eta = 16^\circ$ bis $\eta = -8^\circ$ zu erhöhen und das Höhenleitwerk bei schnellen Momentenänderungen zu entlasten. Die Umsetzung erfolgt analog zu dem Ansatz für das Höhenleitwerk. Für detaillierte Informationen sei auch hier auf [20] verwiesen. In Abbildung 2 ist die Implementierung der Rekonfiguration dargestellt. Im Falle der Rekonfiguration wird das entsprechende Sollmomenteninkrement, welches durch den Defekt einer primären Steuergröße nicht mehr aufgebracht werden kann, in der sekundären Steuerflächenallokation auf den Ausschlag ein sekundäres Stellglieds umgerechnet.

4 ÜBERTRAGUNG AUF DEN BEWEGUNGSSIMULATOR

Die Nutzung des ATTAS-Modells auf der Bewegungsplattform AVES des Instituts für Flugsystemtechnik am DLR Braunschweig erforderte einige Änderungen auf Seiten des ATTAS-Modells sowie an den Schnittstellen des AVES selbst. Bevor jedoch auf diese eingegangen wird, soll nachfolgend eine kurze Beschreibung des Gesamtsystem AVES, dargestellt in Abbildung 3, erfolgen.

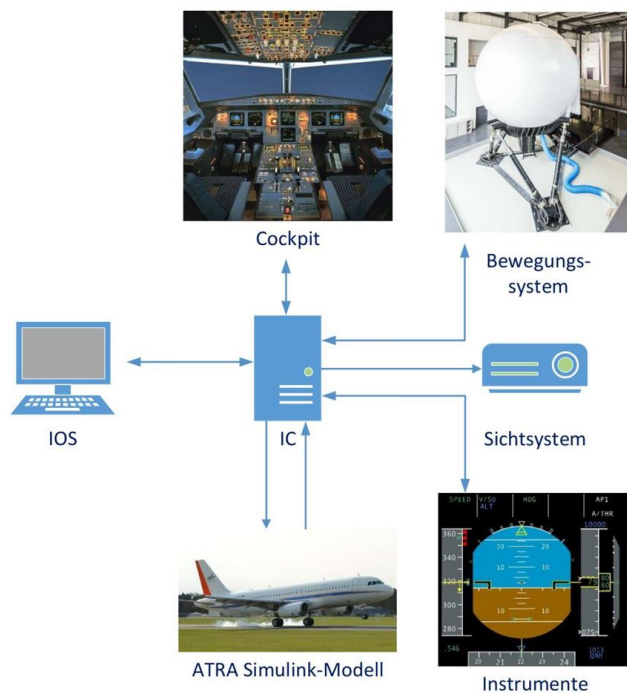


Abbildung 3: Aufbau der Systemstruktur des Air Vehicle Simulator (AVES)

Der AVES besteht aus mehreren Einzelsystemen, welche jeweils über einen Interface-Computer (IC) als Datenverteiler mit den notwendigen Daten versorgt werden oder diesem zuspielden. Zu den vom IC verwalteten Systemen gehören die Instructor-Operator-Station, das Cockpit, das Bewegungssystem, das Sichtsystem, die Instrumente sowie das verwendete Simulink-Modell. Dabei sind bis auf das Sichtsystem alle Verbindungen bidirektional. Das Sichtsystem besteht aus 15 LED-Projektoren, welche ein Gesamtsichtfeld von $240^\circ \times 95^\circ$ abdecken, und befindet sich innerhalb einer Kanzel in Kombination mit einer Nachbildung eines A320-Cockpits. Das Bewegungssystem, welches ein möglichst realistisches Fluggefühl abbilden soll, besteht aus einer elektro-pneumatisch angetriebenen Hexapod-Plattform. Aufgrund der Struktur des AVES-Systems mit zentraler Datenverwaltung durch den IC gilt es lediglich den IC dementsprechend anzupassen, dass Signale des FCU Panels zur Steuerung des Autopiloten ebenfalls übertragen werden. In Folge der Anpassung des ICs ist es notwendig ebenfalls die bestehende UDP-Schnittstelle auf der Seite des ATTAS Modells um die jeweiligen Signale zu erweitern. Darüber hinaus müssen Trimm- und Startgrößen angepasst und die Position des Piloten im Modell abgeändert werden. Abschließend werden die Eingabe-größen der Piloten gegenüber des sonst verwendeten A320 Modell des ATRAs angepasst, sodass die maximalen Ausschläge mit denen des ATTAS übereinstimmen. Zur Überwachung und Steuerung des Simulink-Modells wurde eine neue Bedienoberfläche geschaffen, die es erlaubte die Flugzustände abzubilden, dem Autopiloten Vorgaben zu übermitteln, Defekte von Aktuatoren zu aktivieren und mögliche Rekonfigurations-Modi zuzuschalten.

5 ERGEBNISSE

Im Folgenden soll zunächst die in Kapitel 3 beschriebene Rekonfiguration des Höhenruders durch den Einsatz der Höhenleitwerkstrimmung und der DLC-Klappen am Beispiel unterschiedlicher Flugszenarien demonstriert und auf ihre Leistungsfähigkeit hin untersucht werden. Im Anschluss werden die aufgezeichneten Simulordaten von vier verschiedenen Piloten mit den Ergebnissen des vorgestellten Reglers verglichen. Dabei wird aus Gründen der Übersichtlichkeit ebenfalls nur auf die Höhenruderrekonfiguration eingegangen. Weitere Ergebnisse zu sowohl der verbliebenen Manövrierbarkeit des ATTAS nach Aktivierung der Rekonfiguration, sowie weitere Versuche im Simulator sind [20] zu entnehmen.

5.1 Simulationsergebnisse der Höhenruderrekonfiguration

Zu Beginn der Simulationen wurde ein stationärer Horizontalflug auf 5000m als Höhenvorgabe gewählt, um die generelle Funktionalität der Stabilisierung des Flugzeugs nach dem plötzlichen Eintreten eines Höhenruderdefekts zu untersuchen. Dabei wurden zwei unterschiedliche Schadensfälle angenommen. Zum einen ein Festklemmen des Hö-

henruders bei $\eta = -6^\circ$ (fortan die blauen Verläufe) und zum Anderen ein deutlich größerer positiver Ausschlag $\eta = 16^\circ$ (rote Verläufe), um auf diese Weise dem asymmetrischen Stellbereich der Höhenleitwerktrimmung Rechnung zu tragen. Das sprunghafte Festsetzen des Höhenruders für die beiden unterschiedlichen Simulationen ist in Abbildung 4 dargestellt.

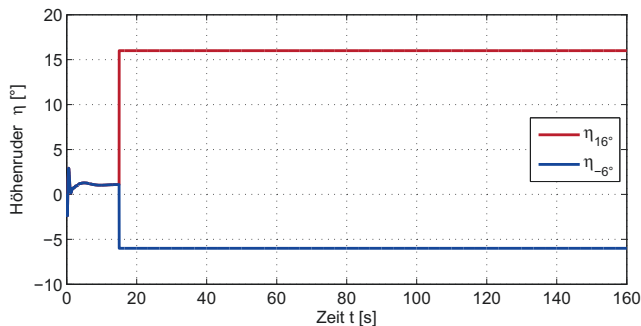


Abbildung 4: Höhenrudersignale für zwei verschiedene Fehlerszenarien mit Festsetzen des Höhenruders bei $\eta = 16^\circ$ bzw. $\eta = -6^\circ$ nach 15 Sekunden.

Da wie bereits erwähnt die Fehlerdetektion und -identifizierung nicht Teil der angestellten Untersuchungen war, wird davon ausgegangen, dass die Rekonfiguration direkt nach dem Eintritt des Höhenruderdefekts aktiv wird. In Abbildung 5 sind die Ausschläge der DLC-Klappen κ und der Höhenleitwerktrimmung i_H für die beiden Schadensfälle in je einem Plot aufgetragen.

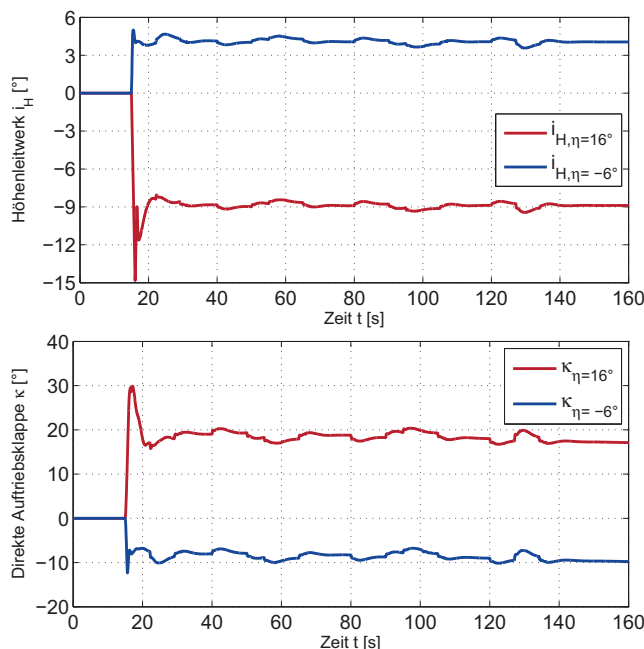


Abbildung 5: Steuerkommandos der Höhenruderrekonfiguration bei Festsetzen des Höhenruders bei $\eta = 16^\circ$ und $\eta = -6^\circ$ nach 15 Sekunden.

Es ist deutlich zu erkennen, dass ein Festsetzen des Höhenruders bei positivem Ausschlag eine negative Verstellung der Höhenrudertrimmung i_H erzeugt. Die

DLC-Klappen hingegen werden positiv ausgeschlagen, um durch den Zusatzauftrieb an der Tragfläche ein aufnickendes Moment zu erzeugen. Es ist ebenfalls erkennbar, dass das Höhenleitwerksausschlag im Fall eines negativ festgesetzten Höhenruders dauerhaft in geringen Abstand zur Ausschlagsbegrenzung bei $i_{H,max} = 5^\circ$ angesteuert wird. Hier wird der unterstützende Effekt der DLC-Klappen erkennbar, da ohne das zusätzliche Moment das Höhenleitwerk dauerhaft in die Sättigung laufen würde, so dass keine Reserve zur Erzeugung eines aufnickenden Momentes mehr vorhanden wäre. Es kann also festgehalten werden, dass durch den asymmetrischen Stellbereich der Höhenleitwerktrimmung, nicht einzig die Größe des Höhenruderdefekts, sondern auch dessen Vorzeichen einen erheblichen Einfluss auf die Möglichkeit der Rekonfiguration darstellt.

Die nächste Untersuchung hat, über die Stabilisierung der Fluglage hinaus, die Beibehaltung einer automatischen Höhenfolge zum Ziel. Zu diesem Zweck wird dem Regler ein Höhenprofil mit verschiedenen Steig- und Sinkflügen, wie es im oberen Verlauf in Abbildung 6 zu sehen ist, vorgegeben. Gleichzeitig mit dem ersten Steigen bei Sekunde 15, wird in zwei verschiedenen Simulationen erneut das Höhenruder bei $\eta = 16^\circ$ bzw. $\eta = -6^\circ$ festgestellt. Die Ergebnisse dieser Simulationen sind in Abbildung 6 zusehen. Das kommandierte Höhenprofil kann sowohl für den Schadensfall mit positiven, als auch dem negativen Festklemmen des Höhenruders durch den Regler mit hohen Genauigkeit abgeflogen werden. Dabei entsteht der größte Fehler direkt nach dem Festsetzen des Höhenruders auf 16° . Nachdem die entstandene Abnickbewegung und das daraus resultierende Sinken durch die Höhenleitwerktrimmung abgefangen werden konnte, bewegt sich der Höhenfehler in einem Bereich von wenigen Metern um die Sollbahn. Der vorgestellte Rekonfigurationsansatz ist somit in der Lage den Ausfall und das Festklemmen des Höhenruders innerhalb der Steuerbarkeitsgrenzen des ATTAS zu kompensieren und die Manövrierbarkeit des Flugzeugs weiterhin sicherzustellen. Dabei ist es interessant zu beobachten, dass die Verläufe der beiden Simulationen mit unterschiedlichen Degradationen nahezu identisch sind, so dass es sich bei dem auftretenden Höhenfehler um einen generellen Regelfehler und nicht um einen Fehler des Momentenausgleichs durch die Rekonfiguration handelt.

Da es sich bei der Höhenhaltung um die äußerste der vier Reglerkaskaden handelt, ist als Ergänzung dazu in Abbildung 7 die Regelgüte in der innersten Schleife, der Regelung der Rotationsdynamik, zu sehen. Hierbei gilt es zu untersuchen, ob die Regelung mittels der sekundären Stellglieder zu einer verzögerten Reaktion des Flugzeugs und somit zu einem größeren Fehler in der schnellsten der vier Reglerkaskaden führt. Die Ergebnisse werden exemplarisch für den Fall des Höhenruderdefekts bei $\eta = 16^\circ$ dargestellt. Erneut ist die größte Abweichung direkt bei Eintritt der Degradation zu beobachten. Schon nach 2 Sekunden kann die Rekonfiguration die durch den Defekt erzeugte negative Nickrate kompensieren und so den Sollvorgaben mit

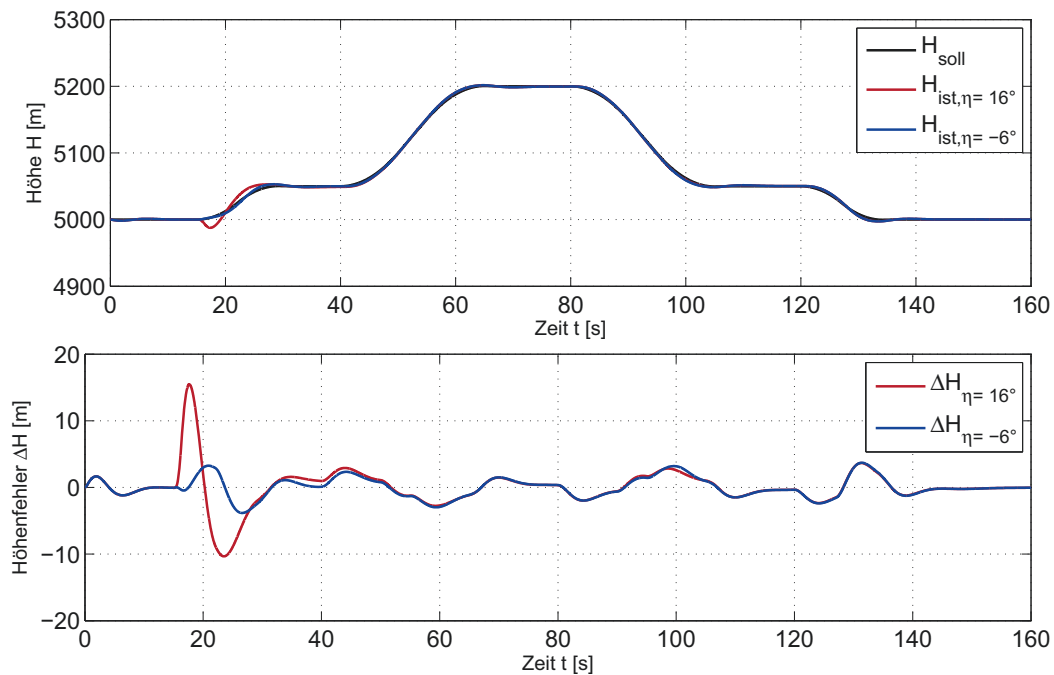


Abbildung 6: Höhenfehler des rekonfigurierten Flugzeugs bei Festsetzen des Höhenruders bei $\eta = 16^\circ$ und $\eta = -6^\circ$ nach 15 Sekunden.

einer hohen Regelgüte folgen. Es kann somit festgehalten werden, dass selbst die schnelle Solldynamik des Referenzmodells in der Rotationsdynamik durch die Rekonfiguration mittels Höhenleitwerktrimmung und DLC-Klappen erreicht werden kann. In Abwesenheit von Messrauschen und atmosphärischen Störungen ist die Regelung trotz des festgestellten Höhenruders in der Lage die kommandierte Drehraten nahezu ideal umzusetzen.

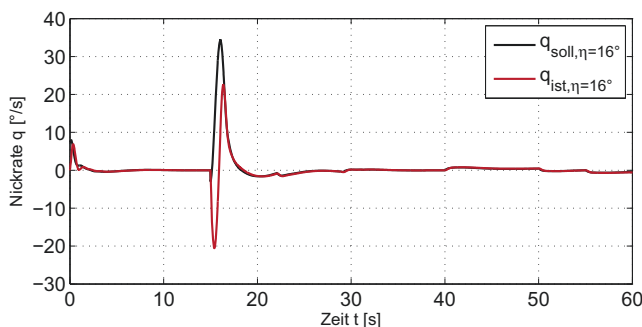


Abbildung 7: Soll-Ist-Vergleich der geregelten Rotationsdynamik nach dem Festsetzen des Höhenruders bei $\eta = 16^\circ$ nach 15 Sekunden.

5.2 Ergebnisse der Pilotenstudie

Um die Leistungsfähigkeit des Reglers und den möglichen Sicherheitsgewinn des vorgeschlagenen Ansatzes besser bewerten zu können, wurden Pilotenstudien am AVES des DLRs durchgeführt. Dafür wurden vier Piloten mit unterschiedlichen fliegerischen Hintergründen und Erfahrungsstufen eingeladen an den Simulatorversuchen teilzunehmen. Die Aufgabe der Piloten war es verschiedene Kurs- und Höhenvorgaben abzufliegen und im Falle eines

eintretenden Aktuatordefektes das Flugzeug zu stabilisieren und nach Möglichkeit der Sollvorgaben weiterhin zu folgen. Die hier gezeigten Ergebnisse beschränken sich auf einen Geradeausflug mit einem Sinken von 610 Metern (2000 ft) bei dem das Höhenruder bei einem Ausschlag von $\eta = 8^\circ$ festgesetzt wird. Dabei ist zu beachten, dass die Piloten mit dem Trimmrad über die gleiche Höhenleitwerkssteuerung wie der Autopilot verfügen. Allerdings ist es ihnen nicht möglich die DLC-Klappen anzusteuern, so dass deren Ausschläge in der Auswertung nicht weiter betrachtet werden. Bei der Bewertung des Fehlerszenarios bekommen die Piloten Unterstützung durch ein Display, dass die Ruderausschläge anzeigt. Auf diese Weise ist es möglich das festklemmende Ruder schneller zu identifizieren und auch die Größenordnung des konstanten Ausschlags abzulesen.

In Abbildung 8 sind die Ergebnisse der Pilotenstudie für ausgewählte Flugzustände dargestellt. Im obersten Zeitverlauf ist die Verststellung des Höhenleitwerks i_H als direkte Reaktion auf das Festklemmen des Ruder bei positivem Ausschlag zu sehen. Es ist zu erkennen, dass alle vier Piloten nach kurzer Zeit das Höhenleitwerk zur Kompensation des abnickenden Moments verstellen. Dabei sind Pilot 3 und 4 in ihrer Reaktion schneller als Pilot 1 und 2. Weiterhin ist zu erkennen, dass es bei allen Piloten zu einer erhöhten Stellaktivität im Vergleich zum Flugregler kommt. Dies liegt an der begrenzten Stellrate die durch das Drehen am Trimmrad erzeugt werden kann. Daraus resultieren die Über- und Unterschwinger, bis die Piloten sich auf das verzögerte Verhalten eingestellt haben.

Im darunter gezeigten Zeitverlauf ist der Nickwinkel Θ dargestellt. Es ist deutlich zu erkennen, dass sich bei allen

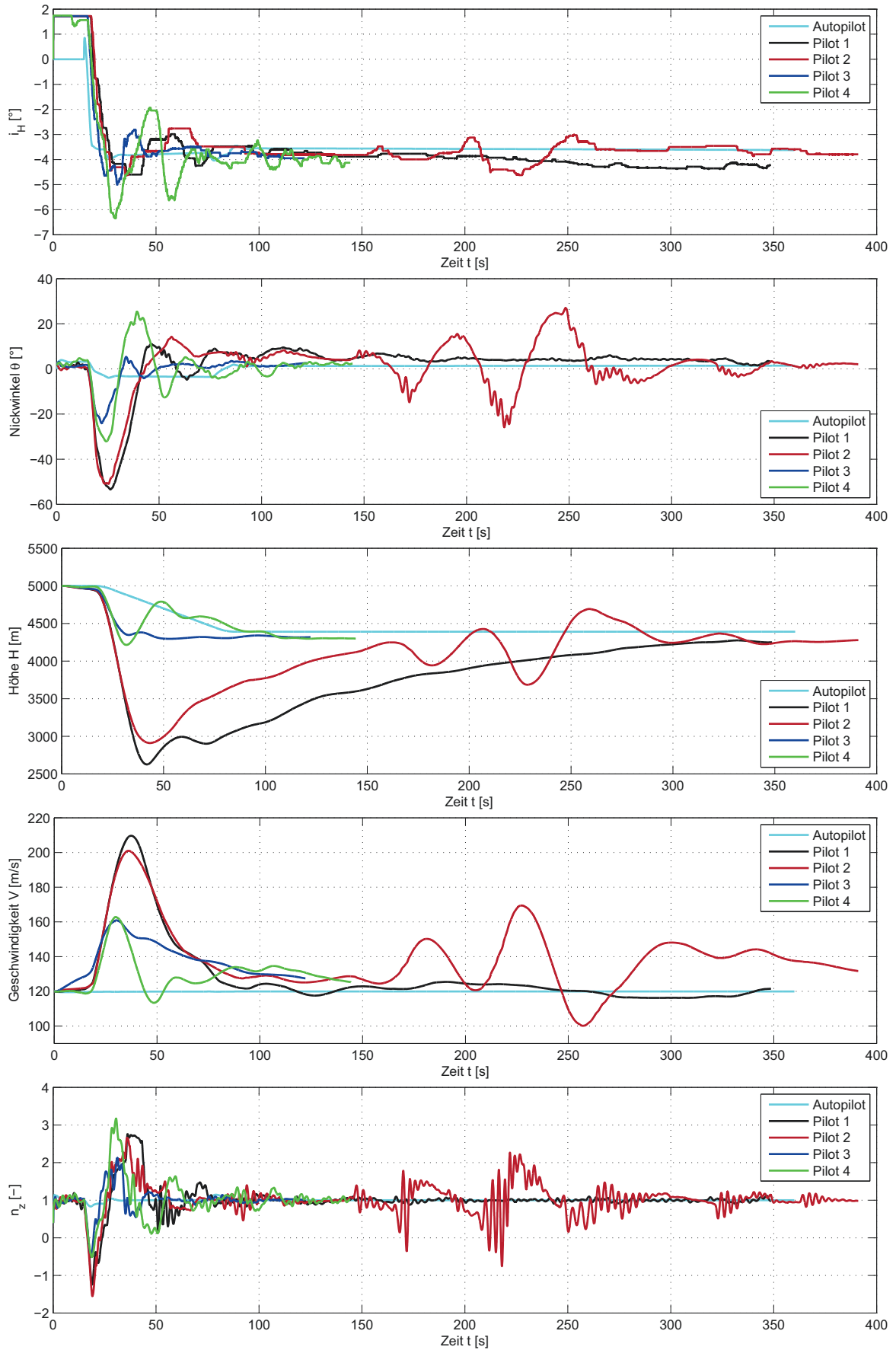


Abbildung 8: Verschiedene Verläufe der Simulatorstudie mit vier Piloten für einen einfachen Sinkflug und dem Festsetzen des Höhenruders auf $\eta = 8^\circ$

Piloten eine teils erhebliche negative Längslage einstellt, bevor die Degradation mit dem Höhenleitwerk kompensiert werden kann. Dabei führt das spätere Reagieren von Pilot 1 und 2 zu einem größeren Höhenverlust, als es bei den Piloten 3 und 4 der Fall ist. Der Regler hingegen ist in der Lage das Flugzeug in einem Bereich nur kleiner Nickwinkel zu halten, so dass der kommandierte Sinkflug sicher durchgeführt werden kann. Als Ergebnis des sich einstellenden großen negativen Nickwinkels bei der manuellen Steuerung kommt es teils zu einem Höhenverlust von nahezu 2500 Metern in Kombination mit einer deutlichen Geschwindigkeitszunahme bis auf mehr als 200 m/s. Die nicht zu überschreitende Geschwindigkeit liegt dabei jedoch bei $V_{NE} = 247$ m/s, so dass das Flugzeug noch nicht in einen kritischen Belastungszustand gerät. Pilot 3 und 4 sind im Vergleich schon deutlich früher dazu in der Lage den erzeugten Sinkflug abzufangen und so den ATTAS in einem niedrigeren Geschwindigkeitsbereich zu halten. Warum dies möglich ist, ist im Verlauf des Höhenleitwerkausschlags zu sehen. Pilot 3 und 4 reagieren schneller bei der Betätigung des Trimmrads und können so ein stärkeres Abnicken des Flugzeugs verhindern. Im Vergleich zu den menschlichen Piloten ist der Flugregler dazu in der Lage sowohl der Höhen- als auch der Geschwindigkeitsvorgabe zu folgen.

Die Ergebnisse von Pilot 1 und 2 lassen bezweifeln, dass die erfolgte Flugbahn auf diese Weise in der Realität hätte stattfinden können, ohne dass die Besatzung oder die Fluggäste Schaden genommen hätten. Dazu ist im untersten Verlauf von Abbildung 8 die Beschleunigung in z-Richtung über der Zeit aufgetragen. Es ist zu erkennen, dass das starke und schnelle Abnicken zu negativen Beschleunigungen von 1,5g geführt hat, so dass unangeschnallte Passagiere bei einem tatsächlichen Flug mit hoher Wahrscheinlichkeit körperliche Schäden erlitten hätten. Das anschließende Abfangmanöver zur Korrektur der großen negativen Nicklage führt im Gegensatz dazu zu positiven Beschleunigungen zwischen dem zwei- und dreifachen der Erdbeschleunigung bei Pilot 3 und Pilot 4. Es ist deutlich zu sehen, dass die Beschleunigungen und damit die Belastung für Mensch und Maschine durch den Flugregler auf einem sehr niedrigen Niveau gehalten werden kann, so dass auch an dieser Stelle das Potential zur Sicherheitserhöhung durch den Einsatz rekonfigurierbarer Flugregelungsansätze abgeleitet werden kann.

Zusammengefasst haben die Simulatorflüge gezeigt, dass der Ausfall des Höhenruders bei einem Ausschlag von 8° durch menschliche Piloten kontrollierbar ist, jedoch das Flugzeug mitunter in die Nähe dessen struktureller Grenzen gebracht wird. Darüber hinaus wird die Besatzung durch die beim Abfangen entstehenden Beschleunigungen und den teils erheblichen Lagewinkeln großen Belastungen ausgesetzt. Die Auswertung des NASA Task Load Index (Raw NASA-TLX)[21] nach allen Flügen mit diversen Rekonfigurationsszenarien hat ergeben, dass die Piloten während der Aufgaben einer erhöhten Arbeitsbelastung ausgesetzt wurden, welche sie selbst ihrer Meinung nach nur unter hohem Aufwand schlecht erfüllen konnten [20]. Im Sinne der Ableitung eines Sicherheitsgewinns kann der vorgeschla-

gene Regelungsansatz mit Rekonfigurationsmöglichkeit als ein Mittel zur Erhöhung der Sicherheit im Flug bewertet werden. Die untersuchten Szenarien konnten vom Flugregler stabil und sicher kompensiert werden, so dass eine automatische Bahnfolge weiterhin möglich war, was dem Piloten und seinem Co-Piloten in einem echten Flug zusätzliche Zeit gibt die genaue Ursache des Fehlers und mögliche Schritte zur Wiederherstellung der vollen Steuerbarkeit des Flugzeugs zu eruieren und gegebenenfalls einzuleiten.

6 ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Arbeit ist ein rekonfigurierbarer Flugregler auf Basis dynamischer Inversion mit der Erweiterung um neuronale Netzwerke für den Ausgleich von Aktuatordegradationen am Beispiel des ehemaligen Versuchsträgers ATTAS vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt umgesetzt worden. Bei diesem Ansatz werden sekundäre Steuerorgane verwendet, um den Ausfall eines oder mehrerer primärer Stellglieder zu kompensieren. Dabei erlaubt die Architektur des verwendeten Regelungsverfahrens eine einfache Momentenallokation auf die sekundären Steuerorgane ohne eine aufwändige Veränderung des Regelkreises vornehmen zu müssen. Die zunächst durchgeführten Computersimulationen zeigen die generelle Leistungsfähigkeit des Ansatzes, in dem verschiedene Akturorausfälle bei unterschiedlichen Ausschlägen sicher und schnell kompensiert werden können. Eine am AVES des DLRs Braunschweig durchgeführte Simulatorstudie hat darüber hinaus gezeigt, dass der Ausfall einer Steuerfläche zu einer erheblichen Belastung der Piloten führt und diese die geforderten Flugaufgaben nur in gewissen Grenzen sicher durchführen können. Dagegen ist der Rekonfigurationsregler in der Lage das Flugzeug in kurzer Zeit zu stabilisieren und weiterhin der vorgegebenen Flugbahn zu folgen. Im Sinne einer Sicherheitsbetrachtung kann die Möglichkeit zur Rekonfiguration so eine sinnvolle Erweiterung bestehender adaptiver Flugregler bei Ausfall eines oder mehrerer Steuerorgane darstellen.

Danksagung

Die Autoren danken dem Institut für Flugsystemtechnik des DLR Braunschweig und im besonderen Herrn Jan-Philipp Buch für die Unterstützung bei den Simulatorversuchen und die gute Zusammenarbeit.

Literatur

- [1] ISIDORI, A.: *Nonlinear Control Systems*. Springer Verlag, Berlin, 1996
- [2] KHALIL, H.: *Nonlinear Systems*. Prentice Hall, New Jersey, 3rd ed., 2002
- [3] KRÜGER, T.: *Zur Anwendung neuronaler Netzwerke in adaptiven Flugregelungssystemen*, Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme, Technische Universität Braunschweig, Diss., 2012

- [4] CALISE, A. ; LEE, S. ; SHARMA, M.: Development of a Reconfigurable Flight Control Law for the X-36 Tailless Fighter Aircraft. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Denver, CO, September 2000. – AIAA 2000-3940
- [5] RYSDYK, R. ; CALISE, A.: Robust Nonlinear Adaptive Flight Control for Consistent Handling Qualities. In: *IEEE Transactions on Control Systems Technology* 13 (2005), Nr. 6, S. 896–910
- [6] HOLZAPFEL, F.: *Nichtlineare adaptive Regelung eines unbemannten Fluggerätes*, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, Diss., 2004
- [7] CHOWDHARY, G. ; JOHNSON, E. N. ; CHANDRAMOHAN, R. ; KIMBRELL, M. S. ; CALISE, A.: Guidance and Control of Airplanes Under Actuator Failures and Severe Structural Damage. In: *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* 36 (2013), S. 1093–1104
- [8] KRÜGER, T. ; SCHNETTER, P. ; PLACZEK, R. ; VÖRSMANN, P.: Fault-Tolerant Nonlinear Adaptive Flight Control Using Sliding Mode Online Learning. In: *Neural Networks* (2012). <http://dx.doi.org/10.1016/j.neunet.2012.02.025>. – DOI 10.1016/j.neunet.2012.02.025.
- [9] SCHNETTER, P. ; KRÜGER, T.: Compensation of Significant Parametric Uncertainties Using Sliding Mode Online Learning. In: *IEEE Aerospace Conference 2013*. Big Sky, Montana, USA, March 03 - March 09 2013
- [10] SCHNETTER, P. ; MARCINEK, M. ; KRÜGER, T. ; VÖRSMANN, P.: Adaptive Flight Control Using Second Order Sliding Mode Online Learning. In: *Proceedings of AIAA Infotech@Aerospace 2013*. Boston, Massachusetts, USA, August 19 - August 22 2013
- [11] KAYNAK, O. ; ERBATUR, K. ; ERTUGRUL, M.: The Fusion of Computationally Intelligent Methodologies and Sliding-Mode Control - A Survey. In: *IEEE Transactions on Industrial Electronics* 48 (2001), Nr. 1, S. 4–17
- [12] TOPALOV, A. V. ; KAYNAK, O.: Online Learning in Adaptive Neurocontrol Schemes with a Sliding Mode Algorithm. In: *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics - Part B: Cybernetics* 31 (2001), Nr. 3, S. 445–450
- [13] NIED, A. ; SELEME, S. I. ; PARMA, G. G. ; MENEZES, B. R.: On-line neural training algorithm with sliding mode control and adaptive learning rate. In: *Neurocomputing* 70 (2007), S. 2687–2691
- [14] KRÜGER, T. ; SCHNETTER, P. ; SACHS, F. ; VÖRSMANN, P.: A Combined Scheme of Nonlinear Adaptive Flight Control and Neural Network Fault Detection. In: *AIAA Infotech@Aerospace 2012*. Garden Grove, California, USA, June 19 - June 21 2012. – 10.2514/6.2012-2430
- [15] DUDA, H. ; ADVANI, S. K. ; POTTER, M.: Design of the DLR AVES Research Flight Simulator. In: *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference*. Boston, USA, 19 - 22 August 2013
- [16] NOWACK, J.: *Windkanal-Freiflugmessungen zur Bestimmung flugmechanischer Kenngrößen*, Fakultät für Maschinenwesen der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen, Diss., 2010
- [17] ROJAS, R.: *Neural Networks - A Systematic Introduction*. Berlin : Springer-Verlag, 1996
- [18] HORNIK, K. ; STINCHCOMBE, M. ; WHITE, H.: Multilayer Feedforward Networks are Universal Approximators. In: *Neural Networks* 2 (1989), S. 359–366
- [19] LEWIS, F. L. ; YEGILDIREK, A. ; LIU, K.: Multilayer neural-net robot controller with guaranteed tracking performance. In: *IEEE Transactions on Neural Networks* 7 (1996), Nr. 2, S. 388–399. <http://dx.doi.org/10.1109/72.485674>. – DOI 10.1109/72.485674
- [20] GROTH, Tobias: *Umsetzung und Optimierung einer fehlertoleranten und adaptiven Flugregelungsarchitektur auf einem Bewegungssimulator*, Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme, Technische Universität Braunschweig, Masterarbeit, 2014
- [21] HART, S. G.: NASA-Task Load Index (NASA-TLX); 20 Years Later. In: *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society 50th Annual Meeting*. Santa Monica, USA, 2006, S. 904–908