

NOTWENDIGKEIT ADAPTIVER FLUGSTEUERUNGSSYSTEME AM BEISPIEL DER REGLERENTWICKLUNG FÜR DEN TECHNOLOGIEDEMONSTRATOR ARTIS

S. Lorenz

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Flugsystemtechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

ÜBERBLICK

Eine fehlertolerante selbstlernende Flugsteuerung hat das Potenzial in allen Bereichen der Luftfahrt Einzug zu halten. Dies umfasst neben den Lenkflugkörpern und unbemannten Fluggeräten letztlich auch die bemannten Fluggeräte. Die Fähigkeit zur Rekonfiguration bei einer Fehlfunktion oder einem Ausfall wird durch die Verbesserung der Flugsicherheit ergänzt.

Solche Systeme werden gegenwärtig für automatisch fliegende Systeme entwickelt, da hier das Fehlen eines Piloten solche Führungs- und Regelungssystem erfordert. Das Ziel der Reglerauslegung für den Technologiedemonstrator ARTIS ist die Entwicklung eines Regelungssystems für den hochdynamischen Flug, unter bestmöglicher Ausnutzung der Flugleistungen. In diesem Zusammenhang sind sowohl die wichtigen Randbedingungen eines kleinen Flugdemonstrators, als auch die eines UAVs zu beachten.

Für die Auslegung des Regelungssystems bedeutet dies letztlich einen Kompromiss, zwischen möglichst robuster Auslegung, um den hohen Anteil an Unsicherheit zu kompensieren mit der entsprechend suboptimalen Flugperformance und der umfangreichen Systemidentifizierung mit hohem Zeitaufwand, zu finden.

1. EINFÜHRUNG

Das DLR Institut für Flugsystemtechnik entwickelt im Rahmen des ARTIS Projekts (Autonomous Rotorcraft Testbed for Intelligent Systems) eine Testumgebung für die Erforschung von Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). In zahlreichen Veröffentlichungen (vgl. [1], [2] und [3]) wurden bereits die zugrunde liegenden Konzepte erläutert. BILD 1 zeigt den Flugversuchsträger ARTIS zur Erforschung und Erprobung neuartige Systeme und Algorithmen für autonome intelligente Funktionen.



BILD 1. Unbemannter Technologiedemonstrator ARTIS

2. REGLERENTWICKLUNG FÜR DEN TECHNOLOGIEDEMONSTRATOR ARTIS

Komplexe Regelungsaufgaben lassen keinen allgemein gültigen Lösungsweg erwarten. Vielmehr werden in einem mehrstufigen Prozess mehrere eigenständige Einzelschritte durchgeführt:

1. Definition der Regelungsaufgabe bzw. Auslegungsziele,
2. Auswahl relevanter Stell- und Messgrößen,
3. mathematische Definition eines optimalen Reglers und
4. Festlegung der Reglerstruktur an.

Ziel der ersten drei unabhängigen Teilaufgaben ist es, die Regelungsaufgabe mit dem minimal möglichen Aufwand zu erfüllen. Diese Aufgaben lassen sich nur schwer automatisieren und erfordern Erfahrung und Intuition. Der letzte Schritt, die Suche nach den optimalen Parametern ist bei festen Randbedingungen ein Optimierungsproblem und kann mit entsprechenden Parametersuchverfahren gelöst werden.

Die meisten verfügbaren Auslegungsverfahren beschränken sich auf lineare Prozesse und setzen häufig exakte Modellkenntnis und störungsfreie

Messungen voraus. Die Berücksichtigung der Auswirkungen nichtlinearer Effekte, wie beispielsweise Begrenzungen in der Stelldynamik, erfolgt oftmals durch eine recht konservative Reglerauslegung. Andere Nichtlinearitäten der Strecke werden um einen Referenzzustand linearisiert, um lineare Parameterauslegungsverfahren anwenden zu können. Dem voraus sollte eine Analyse der physikalischen Zusammenhänge und Eigenschaften des zu regelnden Prozesses gehen.

2.1. Basissysteme

Das ARTIS VTOL UAV basiert auf einem kunstflugtauglichen Wettbewerbshubschrauber Benda Genesis 1800. Durch ein hohes Schub-zu-Gewichts-Verhältnis erlaubt es der Genesis Modellhubschrauber – selbst voll instrumentiert als UAV – hochdynamische Bahnen zu erfliegen. Neben der Ausrüstung mit hochwertiger Sensorik und einem leistungsfähigen Flugrechner bleiben für Experimentalssysteme, wie z. B. Systeme zur Bildverarbeitung, etwa 2 kg Nutzlast.

Das Avioniksystem enthält u. a. folgende Module:

- Embedded PC 104 Systeme,
- Inertiale Messeinheit (IMU),
- Differential GPS Empfänger,
- Magnetometer,
- Ultraschall Höhenmesser,
- Sensoren zur Zustandsüberwachung (Spannungen, Drehzahl etc.),
- Drahtlose Netzwerkverbindungen mit hoher Bandbreite und
- Drahtlose serielle Verbindungen mit hoher Reichweite.

Detaillierte Informationen über die Avionik können u. a. den Veröffentlichungen [1] und [2] entnommen werden.

Darüber hinaus wurde ein weiterer Demonstrator mit der Bezeichnung maxiARTIS konstruiert und gefertigt. Durch einen leistungsstärkeren Antrieb kann unter anderem eine größere Nutzlast bei gleichzeitig gesteigerter Flugzeit transportiert werden. In TABELLE 1 sind einige zusätzliche technische Daten der beiden Demonstratoren zusammengefasst.

Sämtliche der selbst integrierten Elektroniksysteme sind umfangreich getestet und optimiert worden.

Navigationsfilter zur Sensorfusion wurden entwickelt und verifiziert. Die Avioniksysteme sind modular aufgebaut, mit dem Ziel, Wartung und Austausch von Komponenten zu erleichtern.

Daten	ARTIS	maxiARTIS
Rotordurchmesser	2m	3m
Drehzahl	Hauptrotor	1550 min^{-1}
Antriebsart	2-Takt Motor	Turbine
Motorleistung	1,5 kW	5 kW
Flugdauer	15 min	30 min
Gesamtgewicht	12 kg	25 kg
Maximale Fluggeschwindigkeit	etwa 25 m/s	etwa 30m/s

TABELLE 1. Technische Daten der ARTIS UAV-Demonstratoren

2.2. Regelungsaufgabe und Auslegungsziele

Im Allgemeinen treten bei technischen Systemen häufig zeitveränderliche Größen auf, anhand derer sich eine Regelungsaufgabe beschreiben lässt. Diese Ausgangsgrößen können durch die zwangsläufig vorhandene Eingangs- oder Stellgrößen gezielt beeinflusst werden.

Erschwert wird diese Aufgabe einerseits durch aus der Umgebung stammende Störungen, die sich häufig nicht messen bzw. vorhersagen lassen und andererseits durch komplexes dynamisches Verhalten, mit der eine Regelstrecke auf Veränderungen der Stellgröße reagiert.

Neben diesen allgemeinen Anforderungen bestehen im Speziellen für hoch automatisierte Fluggeräte weit komplexere Forderungen an das Regelungssystem. Hier kommen zum gewünschten Verlauf der Ausgangsgrößen Rahmenbedingungen und Auslegungsziele hinzu, die die Fähigkeiten des Gesamtsystems betreffen. Merkmale, die sich aus den Aufgaben unbemannter Luftfahrzeuge ableiten lassen, können oftmals nur schwer durch den Verlauf von Ausgangsgrößen beschrieben werden. Die Herausforderung der Auslegung von Regelungssystemen scheinbar intelligenter Maschinen zur Synthese von Fähigkeiten und Anforderungen erfordert daher die Anpassung und Interpretation des Entwurfsprozesses.

Primär soll das UAV in der Lage sein, einer durch Wegpunkten und Geschwindigkeiten vorgegebenen Bahn – innerhalb seiner Betriebsgrenzen – selbstständig zu folgen. Die Ziele der Reglerauslegung hinsichtlich der Flugeigenschaftsforderungen unterscheiden sich von denen der bemannten Fluggeräte. Bei der Auslegung der Regler ist kein Pilot oder Passagier zu berücksichtigen. Folglich können die physikalischen Möglichkeiten des Fluggeräts bis an die Leistungsgrenze ausgenutzt werden. Hauptkriterium sind dagegen oft die Anforderungen der Nutzlast. Sichtsysteme erfordern lagestabile und vibrationsarme Eigenschaften. Bei der Vermessung, beispielsweise von Antennenfeldern, ist die Kenntnis und Einhaltung bestimmter Positionen primäres Bedürfnis. Bei der Aufklärung ist Schnelligkeit und Wendigkeit die Hauptanforderung an das Basissystem.

Das Fehlen eines Piloten erfordert die selbständige Überwachung des Systemzustandes. Mit dem Auftreten von Unregelmäßigkeiten sollte das System in einem gewissen Rahmen selbstständig umgehen können. Eine vollständige Überwachung durch Bodenpersonal würde ein hohes Maß an Kommunikation und demzufolge aufwändige Datenübertragung bedingen. Daher besteht ein Anspruch an die selbständige Handhabung komplexer Situationen durch das Fluggerät und dem einfachen Umgang mit mehreren Fluggeräten seitens des Operators.

Zu jedem Zeitpunkt ist sicher zu stellen, dass weder beteiligte noch unbeteiligte Personen oder Sachen zu Schaden kommen. Für den Betrieb im öffentlichen Luftraum wären neben dieser Garantie weitere Anforderungen zu erfüllen. Selbständige Systeme konfrontieren den Zertifizierungsprozess mit einigen speziellen Problemen, die vor dem Einsatz außerhalb einer Experimentalumgebung gelöst werden müssen. Derzeit existieren kaum Richtlinien zum Umgang mit hoch automatischen Systemen. Sowohl Vorschriften als auch die Akzeptanz und das Vertrauen sind Voraussetzung für den Einsatz außerhalb gesonderter Gebiete.

2.3. Verfügbare Stell- und Messgrößen

Erklärtes Ziel der Reglerauslegung für den Technologiedemonstrator ARTIS ist die Entwicklung eines Regelungssystems für den hochdynamischen Flug unter bestmöglicher Ausnutzung der Flugleistungen. In diesem Zusammenhang sind sowohl die wichtigen Randbedingungen eines kleinen Flugdemonstrators, als auch die eines UAVs zu beachten.

Im Vordergrund steht zunächst die Qualität der Sensorsdaten und -messwerte. Es existieren Gewichts- und Größenbeschränkungen, die eine beliebige Steigerung der Güte der Sensorik verbietet. Vielmehr handelt es sich meist um ausgesprochene

low-cost Bauteile, mit den entsprechenden nicht deterministischen Eigenschaften bezüglich Fehler- und Driftverhalten. Bedeutende Eigenschaften der eingesetzten Modellbaukomponenten schlagen sich in der Güte des Prozessmodells nieder. Es handelt sich dabei nicht um zertifizierte Hardware – mit entsprechend reproduzierbaren Eigenschaften – sondern um Bauteile, die eine breite Varianz der Eigenschaften und eine rapide Veränderung durch Verschleiß besitzen.

Relevante Stellgrößen zur Steuerung der Hubschrauber sind die zyklische und kollektive Blattverstellung an der Taumelscheibe sowie die Gierrate als Steuereingang für das sog. Heading-Hold Kreiselsystem. Die Drehzahl des Antriebes wird durch sehr effektive Drehzahlregler auf einen Vorgabewert geregelt und wird daher als konstant betrachtet.

Beschleunigungs- und Drehratensensoren gehören zur Klasse der Inertialsensoren. Zusammengefasst als *inertiale Messeinheit* wird diese als IMU (*Inertial Measurement Unit*) bezeichnet. Mithilfe der IMU werden die körperfesten Drehraten und Beschleunigungen bestimmt. Nachteil der auf MEMS (*Micro – Electro – Mechanical Systems*) basierenden Beschleunigungssensoren sind ihr relativ großer Drift, der trotz einer Temperaturkompensation die direkte Verwendung dieser Messwerte nahezu ausschließt. Erst durch die Verwendung eines Schätzfilters und der Kombination mit anderen Messgrößen, z.B. denen des GPS-Systems und des Magnetometers, können diese Messfehler verringert werden. In Abhängigkeit vom Einbauort enthalten die gemessenen Drehraten und Beschleunigungen Anteile der anregenden und höher harmonischen Schwingungen, verursacht vor allem durch Motor, Haupt- und Heckrotor. BILD 3 zeigt beispielhaft die Messwerte der IMU für Start- und Wegpunktflug.

Die Messgrößen Position und Geschwindigkeit werden durch die Verwendung eines Differential-GPS System (*DGPS, Differential Global Positioning System*) ermittelt. Das aus zwei Empfängern bestehende System nutzt die von den Satelliten empfangenen Signale, um die Position relativ zum Ursprung eines Referenz-Ellipsoiden (nach WGS-84) zu ermitteln. Der zusätzliche feststehende Empfänger dient hierbei zur Verbesserung der Positionsschätzung. Durch die Übermittlung der empfangenen Daten an das fliegende System kann die Standardabweichung der Positionsermittlung etwa um den Faktor 10 verringert werden. Je nach der Verfügbarkeit von Satelliten und der Synchronität der Daten beider Empfänger wird zwischen verschiedenen Lösungstypen mit unterschiedlichen Standardabweichungen differenziert. Die vom GPS ermittelten Geschwindigkeitsinformationen stehen in Form von Horizontal- und Vertikalgeschwindigkeiten sowie einer Winkelinformation der Grundgeschwindigkeit

relativ zur Nordrichtung zur Verfügung.

Ein dreiachsiger Magnetfeldsensor dient zur Erfassung des Erdmagnetfeldes. Insbesondere im Schwebeflug sind die Kompensation des Sensorsdrifts der Drehratensensoren und der daraus resultierende Schätzfehler des Kurswinkels nur mit Hilfe dieser Information möglich. Nominal sind die Stärke und vor allem die Richtung des Magnetfeldes an jedem Punkt der Erde bekannt. Ferromagnetischer Stoffe in der Nähe des Sensors auf die Messwerte führen jedoch zur Ablenkung des realen Magnetfeldes und daher zu Messfehlern. Derartige Effekte sind primär fahrzeuggebunden und erzeugen Biasfehler, die bei der Datenaufbereitung entsprechend zu berücksichtigen sind.

Zur Regelung eines Prozesses werden die Systemzustände unter Verwendung entsprechender Verstärkungsfaktoren auf die Eingangsgrößen zurückgeführt. Voraussetzung für die Auslegung eines Regelungssystems ist daher die Kenntnis der exakten Zustandsgrößen. Entsprechen die aus den Messwerten geschätzten Zustandsgrößen nicht den realen, so führen diese Fehler zur Beeinträchtigung des Regelverhaltens.

2.4. Systemidentifizierung

Für die Entwicklung eines Flugreglers ist die detaillierte Kenntnis des flugmechanischen Verhaltens des ARTIS Systems von zentraler Bedeutung. Aufgrund der Größenverhältnisse und der hohen Agilität des Hubschraubers, sowie der Qualität der Sensordaten gestaltet sich die Modellierung und Identifizierung der unbekannten Modellparameter anhand von Messdaten als komplex und anspruchsvoll.

Systemidentifizierung umfasst die Auswahl einer parametrischen Modellstruktur für die Systemdynamik und die Identifizierung dieser Parameter anhand der Eingangs- und Ausgangsmesswerte des realen Systems. Ist die Struktur des mathematischen Modells richtig gewählt, so kann durch Veränderung der Parameter eine Übereinstimmung der Ausgangsmesswerte bei gleicher Anregung erreicht werden.

Die hierfür verwendeten Flugversuchsdaten müssen ausreichend Informationen enthalten, um eine eindeutige Parameteridentifizierung zu ermöglichen. Das Problem, welches bei einer instabilen bzw. indifferenten Systemdynamik und der daraus folgenden kontinuierlichen Folge von Steuereingriffen entsteht, ist die teilweise Maskierung der Dynamik. Aus diesem Grund müssen spezielle Flugmanöver ausgewählt werden, um die Systemantworten und Kopplungseffekte hervorzuheben.

Im Prozess der Parameteridentifizierung soll durch Variation der Modellderivative eine möglichst hohe Übereinstimmung von Flugversuchsdaten und Modellausgangsmesswerten erreicht werden. Es ist nicht zu erwarten, dass die gesamte Anzahl von Parametern gleichzeitig bestimmt werden kann. Das Gesamtmodell wird daher häufig in Teilmodelle zerlegt, um zunächst einzelne charakteristische Größen, beispielsweise für die Längs-Seitenbewegung oder die Gier-Hub-Bewegung, zu ermitteln. Später erfolgten die Kombination der Teilmodelle zu einem Gesamtmodell und die Schätzung der Kopplungsterme.

Nach dem Identifizierungsprozess lässt sich durch die Standardabweichung die Zuverlässigkeit der Parameterschätzung beurteilen, ohne jedoch eine Sicherheit für die physikalische Bedeutung abzugeben. Letztlich ist immer eine Beurteilung der geschätzten Parameter nach dem physikalischen Zusammenhang notwendig.

Weitere Details zu den Ergebnissen der Systemidentifizierung für den Technologiedemonstrator ARTIS können entsprechenden Veröffentlichungen entnommen werden (vgl. [6] und [7]).

2.5. Notwendigkeit eines adaptiven Flugregelungssystems

Grundsätzlich besteht die Notwendigkeit der Abwägung zwischen dem Einsatz von Vorwissen und dem Umgang mit Unsicherheit. Vorwissen bedeutet in diesem Zusammenhang Aufwand und Umfang der Modellierung der Regelstrecke und schlägt sich in der Abbildungsfähigkeit bzw. der Güte des Modells nieder. Dazu zählt weiterhin die umfangreiche Analyse der Systemdynamik mit der entsprechenden Optimierung der Reglerparameter. Dem gegenüber stehen Unsicherheiten vor allem in Form von Modelldefiziten durch unsichere Parameter, vernachlässigte Freiheitsgrade und nichtlinearen sowie instationären Effekten. Parameterunsicherheiten existieren beispielsweise auf Grund von Messfehlern, d.h. unzureichend genaue Kenntnis der tatsächlichen Systemzustände, und nicht ausreichender Anregung bestimmter Dynamiken.

Die Auslegung der Regelungssystems erfordert folglich einen Kompromiss zwischen

- 1) Robuster Auslegung: Ein hoher Anteil an Unsicherheit führt meist zu einer entsprechend suboptimalen Flugperformance und
- 2) umfangreicher Systemidentifizierung: mit hohem Zeit- und Arbeitsaufwand.

Insbesondere die Rahmenbedingungen bei der Entwicklung des Regelungssystems für kleine Technologiedemonstratoren erfordern den Einsatz neuartiger

ger Regelungsverfahren. Wichtige Merkmale sind hier vorrangig die Gewichts- und Größenbeschränkungen bei der Auswahl der Sensorik. Darüber hinaus bestehen hinsichtlich der Systemidentifizierung einige Besonderheiten.

Die zu erzeugenden Steuereingaben zur Anregung der Systemdynamik müssen vom Piloten, welcher sich am Boden und in einiger Entfernung zum Fluggerät befindet, generiert werden. Die beschränkte Sichtweite führt zwangsläufig zu einem begrenzten Aktionsradius. Gerade bei der Identifizierung im schnellen Vorwärtsflug muss jedoch zunächst der erforderliche Referenzzustand eingestellt, also auf die erforderliche Geschwindigkeit beschleunigt werden, um dann die notwendigen Steuerkommandos zu erteilen. Daher wäre ein mitbewegter Pilot die einzige Möglichkeit die erforderlichen Identifizierungsversuche durchzuführen und würde zu einen erheblichen Zeit- und Arbeitsaufwand führen.

Flexibilität ist ein weiteres wichtiges Merkmal von Flugdemonstratoren. Ein schneller Wechsel zwischen verschiedenen Konfigurationen oder sogar der gesamten Plattform führt mitunter zu unbrauchbaren Identifizierungsergebnissen und erfordert ein erneutes Systemidentifizierungsprogramm. Daher wäre die Möglichkeit, eine automatisierte Identifizierung durchführen zu können, eine großartige Möglichkeit den Aufwand entsprechend zu reduzieren.

3. FORSCHUNGSUMFELD UND LÖSUNGSANSÄTZE

Ziel der Verwendung adaptiver Elemente zur Kompensation der Parameter- und Modellunsicherheiten ist es, das Defizit im Führungs- und Störverhalten auf Grund der vereinfachten Modellierung zu kompensieren. Auf diese Weise soll ein leistungsfähiges und robustes Gesamtsystem mit bestmöglicher Performance erreicht werden. Im Rahmen des ARTIS Programms wurden bisher zwei verschiedene Vorgehensweisen zur automatischen Regleranpassung verfolgt.

3.1. On-line Parameterschätzung

Ist das Modell des Flugverhaltens hinreichend genau bekannt und liegen alle Abhängigkeiten zwischen den Zustandsvariablen vor, erfolgt der Reglerentwurf wie folgt. Zunächst werden alle Umgebungsparameter (Dichte, Druck, Temperatur, Wind etc.) bestimmt. Zusammen mit der aktuellen Flugzeugkonfiguration, wie beispielsweise Masse und Schwerpunktlage, lässt sich daraus die aktuelle Flugdynamik mit den entsprechenden Reglerparametern bestimmen.

Häufig basiert die Beschreibung der Flugdynamik nur auf linearen Abbildungen um entsprechende Referenzzustände. Es existiert eine Vielzahl von Verfahren, um mithilfe der linearen Modelle optimale Rückführverstärkungen zu bestimmen. Die auf ARTIS verfügbaren Rechenleistungen erlauben es, die Reglerparameter mittels LQR (*Linear Quadratic Regulator*) Algorithmus permanent auf dem Flugsteuerrechner des ARTIS zu berechnen. Werden mittels eines Erweiterten Kalmanfilters Parameter- und Zustände geschätzt, können auf der Basis der neuen Kenngrößen die Rückführverstärkungen im Flug angepasst werden.

Dieses als *Active Riccati Control* bezeichnete Verfahren (vgl. [8]) wurde in der Simulation und im Flugversuch getestet und bewertet. Hinsichtlich des prinzipiell positiven Ergebnisses bleibt jedoch zu bemerken, dass die mathematische Abbildung der Systemdynamik i.d.R. überparametrisiert ist und daher insbesondere die Variation der Parameter auf Grund von Modellfehlern nicht von den zustandsabhängigen Veränderungen der Derivative zu unterscheiden sind.

3.2. Nichtlineare adaptive Regelung

Im Bereich der Luft- und Raumfahrt gab es in letzter Zeit substanzielle Fortschritte auf dem Gebiet der nichtlinearen Regelung. Auslöser für diese Entwicklung ist die Verfügbarkeit immer leistungsfähiger werdender Rechner und Simulationsumgebungen. Bis auf die Anpassung der Reglerverstärkungen an einzelne Zustände (*gain scheduling*) haben sich die nichtlinearen Regelungstechniken in der bemannten Luftfahrt kaum durchsetzen können. Im Bereich der Militärflugzeuge ist dagegen eine starke Zunahme verschiedenster nichtlinearer Techniken zu vermerken. Ziel hierbei ist oftmals die Erweiterung des mit konventioneller Reglerauslegung erreichbaren Flugbereiches. Hohe Wendigkeit und der Umgang mit Extremsituationen sind einige geforderte Merkmale.

Spektakuläre Ergebnisse sorgen für eine immer größere Verbreitung der Methode der globalen Linearisierung (auch differentialgeometrische Methode oder exakte Linearisierung genannt, vgl.[4]). Bei diesem Verfahren führt eine Transformation auf ein exakt lineares Übertragungsverhalten des resultierenden Systems. In Abhängigkeit von der betrachteten Regelstrecke sind die zu invertierenden Bewegungsgleichungen mehr oder weniger komplex. Die Transformation kann in Analogie zur Wahl eines Koordinatensystems gesehen werden, bei der in Abhängigkeit von der Problemstellung eine Transformation des originalen Systems in eine äquivalente einfachere Darstellung erfolgt. BILD 2 verdeutlicht die Reglerstruktur mit einer linearisierenden Zustandsvektorrückführung.

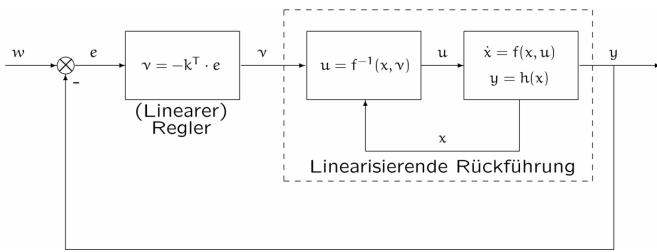


BILD 2. Linearisierende Zustandsrückführung

Durch die Rückführung des Zustandsvektors wird aus Sicht der neuen Eingangsgröße ein rein integrales Verhalten erreicht. Folglich wird die Auslegung des linearen Reglers deutlich vereinfacht. Für die Transformation der Steuergrößen ist jedoch die exakte Kenntnis der Dynamik, der Modellparameter und des Zustandsvektors notwendig. Andernfalls führt die Inversion der Gleichungen nicht zum gewünschten linearen Verhalten des resultierenden Systems.

Verfahren, die mit stark vereinfachten Modellen bzw. deren Invertierung in der Kombination mit einfachen neuronalen Netzen zur Kompensation der Invertierungsfehler auskommen, werden u.a. seit 1993 am Georgia Institute of Technology erforscht und konnten mehrfach erfolgreich demonstriert werden (vgl. [5]).

Mithilfe eines Referenzmodells werden die Verläufe der Ausgangsgrößen und deren Ableitungen vorgegeben. Bei der Generierung der Vorgaben können auch bei der Invertierung vernachlässigte Dynamiken berücksichtigt werden. Auf diese Weise können bestimmte Effekte (z.B. Aktuatordynamiken) vor dem universellen Approximator „versteckt“ werden. Darüber hinaus werden im Referenzmodell die Flugbereichsgrenzen festgelegt. BILD 4 zeigt die Flugtestergebnisse des Regelkreises für die Geschwindigkeiten für ARTIS. Offensichtlich folgen die Zustände recht genau den Vorgaben aus dem Referenzmodell. Die Regelung der Vertikalgeschwindigkeit zeigt dennoch deutliche Abweichungen, welche durch die lineare Rückführung der Zustände bzw. der Integration des Regelfehlers über die kurze Zeit nicht ausgeglichen werden können.

Eine fehlertolerante selbstlernende Flugsteuerung hat das Potenzial in allen Bereichen der Luftfahrt Einzug zu halten. Dies umfasst neben den Lenkflugkörpern und unbemannten Fluggeräten letztlich auch die bemannten Fluggeräte. Die Fähigkeit zur Rekonfiguration bei einer Fehlfunktion oder einem Ausfall wird durch die Verbesserung der Flugsicherheit ergänzt.

Momentan werden Ausfälle vor allem durch Hardwareredundanzen im Bereich der Sensorik, Aktuatorik und Elektronik ausgeglichen. Wünschenswert wäre ein vollständig fehlertolerantes Regelungssys-

tem, welches auch unspezifizierte Fehler und Kombinationen verschiedener Fehlerfälle kompensieren kann.

Prinzipiell lässt sich das Vorgehen beim Auftreten eines solchen Fehlerfalles nun in zwei Arten der Neukonfiguration unterscheiden:

- 1) Der aufgetretene Fehler ist spezifiziert und wurde durch ein Fehlerdiagnosesystem erkannt. Die Auswirkungen auf die Systemdynamik stehen als mathematischer Zusammenhang (z.B. Vortriebs- oder Auftriebsverlust, erhöhter Widerstand etc.) zur Verfügung.

⇒ Die Kompensation erfolgt durch Berücksichtigung bei der Zustandstransformation. Im Rahmen der Steuermöglichkeiten (*control allocation*) wird das „neue“ System durch die zur Verfügung stehenden Steuerflächen und der linearisierenden Zustandsrückführung in das (gleiche) lineare System transformiert.

- 2) Die Dynamik durch das aufgetretene Defizit ist unbekannt und nur durch die Regelabweichung erkennbar.

⇒ Die Inversion der Systemdynamik erzeugt nicht alle notwendigen Anteile der Steuergröße. Nur durch ein zusätzlich erzeugtes Signal kann das Defizit ausgeglichen werden. Exakt diese Aufgabe besitzt das neuronale Netz im Kontext der adaptiven Regelung. Dieser universelle Approximator – eine Kombination aus Fehlerbeobachter, neuronalem Netz und dem Algorithmus zur Anpassung der Netzgewichte – generiert ein Signal, um den Fehler zu minimieren.

Im Rahmen der Forschungsarbeiten am UAV-Technologiedemonstrator ARTIS werden derzeit Verfahren entwickelt, um ein System mit nur ungenau bekannten Dynamiken auf hochdynamischen Flugbahnen zu führen. Das hierfür entwickelte selbstlernende Regelungssystem soll es ermöglichen, ein zwangsläufig auftretendes Defizit zu kompensieren und durch Abbildung der Fehler auf ein lokal gültiges Modell einen Nutzen für die unmittelbare Zukunft zu erlangen. Dieses „neue Wissen“ kann analytisch untersucht werden und bildet ein „Kennfeld“, welches sowohl on-line für die Zustandstransformation eingesetzt werden wird, als auch ein Modellupdate für die off-line Simulation ermöglicht.

Im Unterschied zu unstrukturierten neuronalen Netzen, bei denen nicht zwangsläufig ein physikalischer Zusammenhang zwischen den Netzgewichten und dem generierten Signal besteht, bildet sich bei einem Lokalmodell-Netzwerk (vgl. [9], [10]) eine Hyperfläche aus, deren Achsen die Zustände des Systems bilden.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Nach der Vorstellung der derzeitigen ARTIS Plattformen erfolgte die Definition der Regelungsaufgabe und Auslegungsziele für unbemannte Hubschrauber. Es wurde verdeutlicht, dass neben den allgemeinen Anforderungen an ein Regelungssystem spezielle Bedingungen in Bezug auf hoch automatisierte Fluggeräte gestellt werden.

Im Kontrast dazu erfordern verschiedene Eigenschaften eines unbemannten Systems Kompromisse bei der Auswahl der Sensoren. Die daraus resultierenden Unsicherheiten bei der Systemidentifizierung ließen sich nur durch umfangreiche und aufwendige Identifizierungsprogramme kompensieren.

Aus den dargestellten Gründen liegt die Verwendung adaptiver Regelungstechniken für Technologiedemonstratoren wie ARTIS nahe. Methoden der nichtlinearen Regelung in Kombination mit adaptiven Elementen stellen jedoch auch für die Erweiterung bestehender Regelungssysteme eine Möglichkeit dar, in verschiedensten Fehlersituationen die bestmöglichen Flugleistungen zu erreichen.

Die Zulassungskriterien adaptiver nichtlinearer Flugregler werden daher zukünftig ein Kernthema sein. Selbstlernende Systeme konfrontieren den Zertifizierungsprozess mit einigen speziellen Problemen, die vor dem Einsatz außerhalb einer Experimentalumgebung gelöst werden müssen. Adaptive Verfahren sind nicht zwangsläufig deterministisch, sollten aber unter bestimmten Randbedingungen vorhersagbares Verhalten zeigen. Meist sind die Regel- und Lerngesetze noch deterministisch, nur findet der Lernvorgang in einem nichtdeterministischen Lernumfeld statt.

Daher sind zukünftig verschiedene Fragen zu klären: Wie erfolgt die Anpassung von Lernraten und Umgang mit Lernfehlern? Wie beeinflussen Sensorrauschen und unberücksichtigte Störeinflüsse den Lernprozess?

Momentan existieren keine analytischen oder formalen Methoden um die globale Konvergenz zu garantieren. Mit der Lyapunov-Theorie kann zwar bewiesen werden, dass Lernfehler beschränkt sind, häufig aber sind diese Beweise der Beschränktheit praktisch kaum relevant, da die berechneten Schranken nicht immer repräsentativ sind.

Für die Akzeptanz und das Vertrauen in neue Flugregelungssysteme sind Flugversuche und Demonstrationen auf anerkannten Flugversuchsträgern unerlässlich. Adaptive Regler werden zukünftig keine Rolle spielen, wenn nicht bewiesen werden kann, dass sie betriebsicher und vertrauenswürdig sind.

5. LITERATUR

- [1] DITTRICH, J. S., A. BERNATZ und F. THIELECKE: INTELLIGENT SYSTEMS RESEARCH USING A SMALL AUTONOMOUS ROTORCRAFT TESTBED. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.
- [2] DITTRICH, J. S., F. THIELECKE und H.- P. SCHWANECK: UNMANNED ROTORCRAFT DEMONSTRATOR ARTIS: CHALLENGES IN AUTONOMOUS CONTROL AND TEAMING. Presented at the American Helicopter Society 60th Annual Forum, Baltimore, MD, 2004.
- [3] DITTRICH, J. S., H. WITTICH und F. THIELECKE: Software and Simulation Architecture for an Experimental Unmanned Rotorcraft Platform. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.
- [4] Föllinger: Nichtlineare Regelungen II , Oldenbourg Verlag, 1980, ASIN B0000BR08S
- [5] A. M. Lipp and J. V. R. Prasad: Synthesis of a Helicopter Nonlinear Flight Controller Using Approximate Model Inversion, In Mathematical and Computer Modelling, volume 18, pages 89–100, August 1993.
- [6] Lorenz, S.: Systemidentifizierung des VTOL UAV Demonstrators ARTIS. In: DGLR Jahrbuch, Friedrichshafen, September 2005. ISSN 0700-4083.
- [7] Chowdhary, Girish; Lorenz, Sven: Non-linear Model Identification for a Miniature Rotorcraft, Preliminary Results, AHS Forum 61, Grapevine, Texas USA, June 2005
- [8] Chowdhary, Girish; Lorenz, Sven (2005): Control of a VTOL UAV via Online Parameter Estimation. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, San Francisco, California, USA, August 2005
- [9] Beck, R. (2003): Entwurf und Umsetzung eines Moduls zur Online-Modellierung mit Lokalmodell-Netzen., Techn. Bericht, IB111-2003/09, DLR, Braunschweig, 2003
- [10] Giesemann, P. (2002): Identifizierung nichtlinearer statischer und dynamischer Systeme mit Lokalmodell-Netzen., Dissertation, TU Braunschweig, 2002

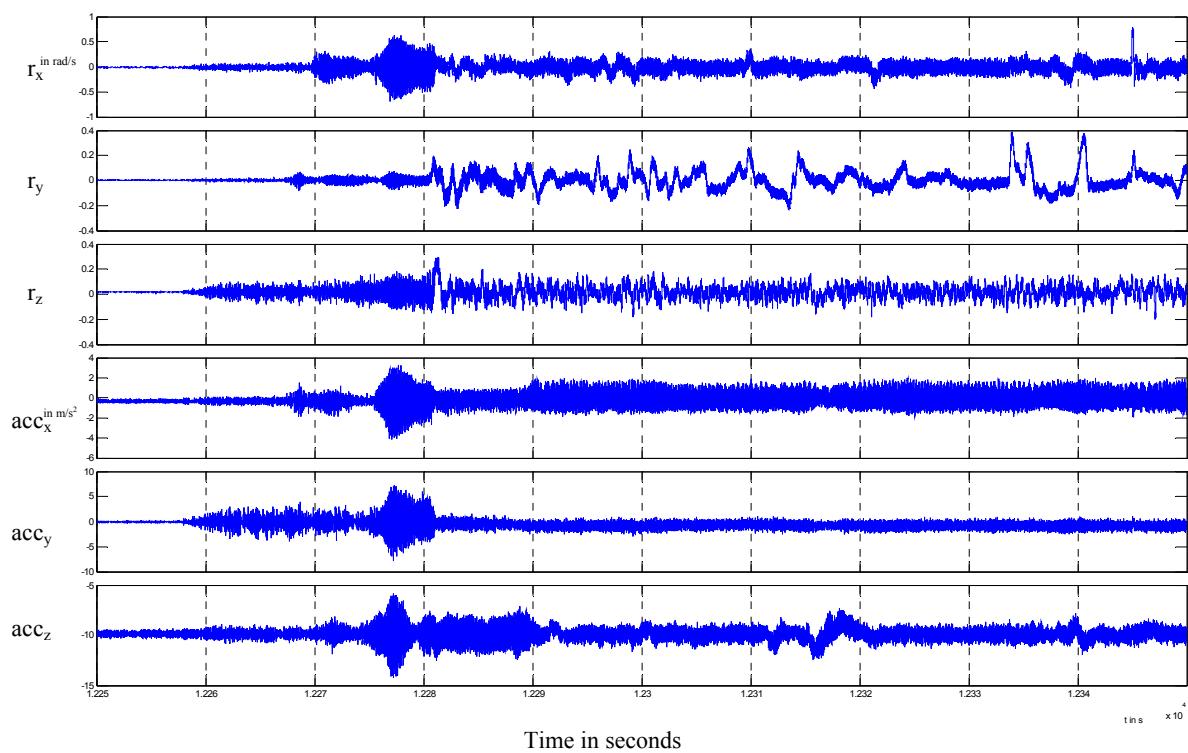


BILD 3. Drehraten und Beschleunigungen der IMU eines typischen Fluges (ARTIS)

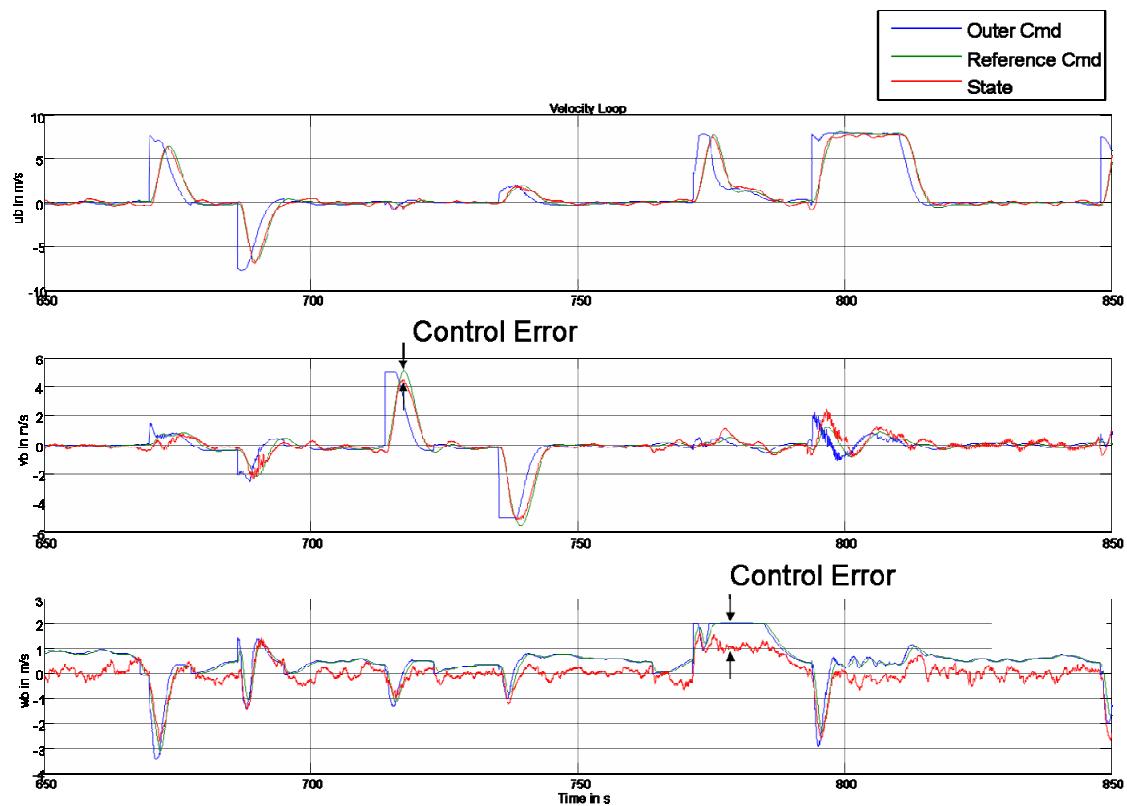


BILD 4. Flugtestergebnisse des nichtlinearen Regelungssystems ohne adaptive Komponente