

FREIFLUG IM WINDKANAL

J. Nowack¹, R. H. G. Müller², W. Alles¹

¹Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, Aachen

²Forschungsinst. für Bildverarbeitung, Umwelttechnik und Strömungsmechanik, Hamburg

ÜBERSICHT

Ein Forschungsvorhaben des Lehrstuhls für Flugdynamik der RWTH Aachen hat als Hauptziel die Entwicklung von Methoden zur Realisierung einer reproduzierbaren Freiflugumgebung für die kosteneffiziente Identifikation relevanter Kenngrößen selbst in einer frühen Entwicklungsphase des Flugzeugentwurfs. Dafür sollen die Methoden der Freiflugversuche mit den Möglichkeiten von Windkanalversuchen kombiniert werden. Zum Zwecke der Identifizierung kommen sowohl adaptive Online- als auch Offline-Identifizierungsverfahren zum Einsatz. Zusätzlich sorgt ein ebenfalls adaptiver Algorithmus für die Regelung des Modells. Die Bestimmung der Zustandsgrößen erfolgt mittels eines 3D-Stereo-Kamerasystems.

BEZEICHNUNGEN

G	Matrix der nichtl. Steldynamik
J	Ergebnis einer Kostenfunktion
L	Lie-Ableitung
V, W	Dendritengewichtsmatrix
X	Regressormatrix
x	Ausgangs-/Zustandsgröße
Y	Regressandenvektor
c	Regelkoeffizient
e	Abweichung
f	Vektor der nichtlin. Dynamik
g_A	Übertragungsfunktion des Aktuators
h	Zustandsmatrix
r	Grad des Systems
t	Zeit, Zeitschritt
u	Eingangs-/Steuergröße
Δ	Modellfehler
Θ	Vektor unbekannter Parameter
Γ	Diagonalmatrix mit Lernraten
$\hat{\cdot}$	Größe der E/A-Linearisierung
$*$	Optimale Wichtungsmatrix
\sim	Frequenzbereich/aktuelle Gewichtsmatrix

α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
ϵ	Residuumsfehler
ζ	Vektor der gefilterten Messgrößen
λ	Auslegungsparameter der Lerngesetze
ν	Pseudosteuergröße
σ	Aktivierungsfunktion
χ	Vektor der Regelabweichungen
ω	Kreisfrequenz

1 EINLEITUNG

Zur Gewinnung aerodynamischer sowie flugmechanischer Kenngrößen sind Experimentalkonstruktionen wie Windkanal- oder Freiflugversuche immer noch unerlässlich. Beide Methoden weisen jedoch Nachteile auf. So kommt es aufgrund der Zwangsaufhängung bei Windkanalversuchen zu Strömungsbeeinflussungen. Des Weiteren können Kopplungseffekte sowie Interaktionen nicht berücksichtigt werden, die bei der Freigabe aller sechs Freiheitsgrade entstehen würden. Nachteilig bei der Freiflugversuchstechnik sind die nicht reproduzierbaren Randbedingungen, hohe Kosten sowie die damit verbundenen Risiken.

Ziel des Forschungsvorhabens ist die Kombination der Möglichkeiten und Vorteile der beiden Versuchstechniken. Hierzu wurde eine Methode entwickelt, die es ermöglicht, Versuche zur Parameteridentifizierung mit dynamisch skalierten, freifliegenden Flugmodellen unter reproduzierbaren Laborbedingungen in hierfür geeigneten Windkanälen durchzuführen. Somit erlaubt die Methode, unter Berücksichtigung verschiedener Randbedingungen (Art des Fluggerätes, Windkanalumgebung etc.), schon in einer frühen Phase des Fluggeräteentwurfs wesentliche aerodynamische und flugmechanische Kenngrößen des Gesamtsystems möglichst genau und kostengünstig zu ermitteln.

Die Funktionsfähigkeit der Methode soll durch eine beispielhafte Anwendung im institutseigenen Windkanal demonstriert werden.

2 HARDWARE-KONZEPT UND MODELLIERUNG

2.1 Optische Orts- und Lageerfassung

Der Ort und die Lage eines Objekts, das über zwei Kameras von unterschiedlichen Blickwinkeln aus aufgenommen wird, kann mit Hilfe stereometrischer Methoden bestimmt werden. Das grundsätzliche Verfahren zur 3D-Positionsbestimmung ist relativ einfach, wenn die genauen Positionen und Kalibrierfaktoren der beiden Kameras bekannt sind. Der Nachteil dieser direkten Methode ist jedoch, dass die Kamerapositionen, und vor allem ihre Blickrichtungen, normalerweise nur ungenau bestimmt werden können. Hier bietet es sich an, die gesuchten Transformationsmatrizen auf andere Weise zu bestimmen. Wenn sechs Kalibrier-Raumpunkte bekannt sind und ihre Abbildungen in beiden Kamerabildern vermessen werden können, lässt sich für die beiden unbekannten Kamerapositionen ein Gleichungssystem aufstellen.¹ Die hierbei notwendige, sehr genaue Vermessung der Koordinaten der sechs Kalibrier-Raumpunkte ist jedoch nicht immer möglich. Sind indes mehr als sechs Kalibrier-Raumpunkte gegeben, können durch eine Least-Square-Approximation nach Gauss kleine Fehler herausgefiltert werden, so dass diese Methode zu deutlich genaueren Ergebnissen führt. Außerdem lassen sich dann auch Fehlervektoren bestimmen, die bei ausreichender Anzahl von Kalibrierpunkten sogar eine Aussage über deren Genauigkeit zulassen. Erfahrungsgemäß sollte man dazu allerdings deutlich mehr als sechs Marker zur Verfügung haben, z. B. 16 oder mehr.

Nach Bestimmung der Transformationsmatrizen werden nun die Kalibrier-Raumpunkte aus dem Messvolumen entfernt und das Messobjekt, hier also das freifliegende Flugzeug, eingebracht. Auf diesem sind mehrere (hier sieben) ausgezeichnete Punkte oder Marker so angebracht, dass sie sich leicht automatisch verfolgen lassen. Zur Lagebestimmung benötigt man mindestens drei Marker. Weitere sind sinnvoll, um auch bei teilweiser Verdeckung (z. B. durch das Seitenleitwerk) noch genügend Informationen zur Verfügung zu haben oder auch Deformationen detektieren zu können. Mit den zuvor bestimmten Transformationsmatrizen werden aus den Abbildern der Marker in beiden Kamerabildern dann die tatsächlichen Raumkoordinaten rekonstruiert. Die Verfolgung und 3D-Rekonstruktion kann in Echtzeit geschehen, wenn nicht zu viele, zu große oder zu kontrastarme Marker gleichzeitig bestimmt werden müssen. Auf einem modernen PC mit 3GHz Taktfrequenz lassen sich ohne Weiteres 20 kleine Marker bei einer Bildfolgefrequenz von 1000Hz in Echtzeit verfolgen und rekonstruieren. Obwohl die Analyse-Software grundsätzlich in der Lage ist, aus den Raumkoordinaten der Marker die Lage und Drehung des Flugzeuges zu bestimmen, wird dies aus Gründen der Flexibilität erst nach einer Übertragung per TCP/IP von anderen, weiterführenden Programmen

vorgenommen. Hier werden dann nach dem von Euler definierten Drehungsmodell die Winkel Theta, Phi und Psi bestimmt.

Die Marker auf dem Flugzeugmodell sollen z. B. helle oder dunkle, deutlich begrenzte, kleine Flächen sein. Sie sollen einen starken Kontrast zum Hintergrund aufweisen. Dabei sind als Hintergrund nicht nur die Umgebung der Marker auf dem Flugzeug, sondern der komplette Bildhintergrund, also auch Windkanalwände oder der Boden, gemeint. Als Markerort wird der Flächenschwerpunkt subpixelgenau bestimmt. Bewährt haben sich kreisförmige Marker, da diese auch unter verschiedenen Blickwinkeln den gleichen Flächenschwerpunkt behalten und sich gleichzeitig Unebenheiten (z. B. Wölbung) der Flugzeugoberfläche nur minimal auswirken.

Da die Messungen der Flugzeuglage mit sehr hoher Frequenz geschehen muss, werden Hochgeschwindigkeitskameras und schnelle Bildeinlesekarten eingesetzt. Die MC1310 von Mikrotrotron ist eine CMOS-Kamera mit einer Auflösung von 1280*1024 Grauwert-Bildpunkten (Pixeln), die Bildraten von maximal 500 Bildern/Sekunde liefern kann, bei reduzierter Auflösung auch mehr. Die hierbei anfallenden Bilddatenströme von bis zu 700 MB/s pro Kamera (also 1.4 GB/s insgesamt) werden über das CameraLink-Interface (Xcelera Frame Grabber von DALSA) zum Rechner übertragen und in Echtzeit direkt ausgewertet, da eine Bildabspeicherung über längere Zeit nicht möglich wäre. Bei 500 Bildern/s bleiben der Software also lediglich 2 ms für die komplette Auswertung und 3D-Rekonstruktion. Als Auswertungs-Software wird eine optimierte Version der picCOLOR-Bildanalyse-Software (FIBUS) eingesetzt.

Zur Abschätzung der Messgenauigkeit, d. h. sowohl der erzielbaren Auflösung als auch der Wiederholgenauigkeit, dienen folgende Überlegungen: Mit der oben angegebenen Kameraauflösung und der Größe des Messvolumens von etwa 2*2*3 Metern erhält man einen Wert von etwa 2...3 mm/Pixel. Die Subpixel-Auflösung bei der Bestimmung des Flächenschwerpunkts beträgt bei idealen Markern mit gutem Kontrast und mindestens 10 Pixeln Durchmesser etwa 1/20 Pixel im Kamerabild, bei nicht ganz idealen Verhältnissen immerhin noch 1/10 Pixel. Damit beträgt die zweidimensionale Auflösung etwa 0.1..0.15 mm oder wenigstens 0.2..0.3 mm. Durch verschiedene Faktoren bei der Rekonstruktion ist die dreidimensionale Koordinatenbestimmung wiederum etwas ungenauer. Hier spielen die Winkel der beiden Stereo-Kameras zueinander, aber auch die Genauigkeit der Raumkalibrierung eine Rolle. Erfahrungsgemäß nimmt die erzielbare dreidimensionale Genauigkeit um den Faktor 0.7 ab, man erhält also eine Auflösung von etwa 0.15..0.2 mm oder, im weniger idealen Fall, von etwa 0.3..0.5 mm. Nach den ersten Messungen liegen die Standardabweichungen der 3D-Markerkoordinaten bei deutlich weniger als 0.1

mm in x- und y-Richtung und bei knapp 0.1 mm in z-Richtung. Nach Umrechnung in die Lageänderung des Flugzeugs erhält man eine Standardabweichung bei der Winkelgenauigkeit von besser als 0.04 Grad. Zu beachten ist, dass die Messwerte stochastisch mit diesem Fehlerwert behaftet sind. Ein Hauptgrund hierfür ist das Fixed Pattern Noise (FPN) des CMOS-Kamerasensors, das sich relativ stark bei dem verwendeten Subpixel-Algorithmus bei sich bewegenden Marker-Abbildern auswirken kann.

Die hier bestimmte Genauigkeit gilt allerdings nur für gering verschobene Marker, d. h., wenn das Flugzeug an einem bestimmten Ort eine Lageänderung annimmt. Aufgrund von Fehlern bei der Kalibrierung des kompletten Messvolumens und aufgrund von optischen Fehlern der Kameraobjektive (z. B. Kissen- oder Tonnenverzerrung) sowie der Ungenauigkeit der Einbaulage des Kamerasensors, die sich alle nur annähernd korrigieren lassen, kann die Messgenauigkeit bei einer Bewegung des Flugzeugs durch den kompletten Messraum deutlich geringer sein, erfahrungsgemäß um den Faktor 3 bis 4. Für die Abschätzung oben würde dies also einen Messfehler von maximal 1.2 mm in der absoluten Lagebestimmung bedeuten. Diese Problematik hat jedoch keinen Einfluss auf die Winkelbestimmung, da diese immer lokal ist.

2.2 Windkanal

Windkanäle lassen sich aufgrund ihrer Charakteristika in verschiedene Gruppen einteilen. Neben einigen Spezialkanälen dominieren die klassischen Typen Eiffel- und Göttinger Bauart. Des Weiteren sind die Art der Messstrecke (offen/geschlossen), ihre Form (rund/oval/eckig) und das Kontraktionsverhältnis sowie die Wahl des Antriebs Unterscheidungsmerkmale. Diese bisher geometrischen Charakteristika haben entscheidenden Einfluss auf weitere Größen, wie den Geschwindigkeitsbereich sowie vor allem die Homogenität und den Turbulenzgrad der Strömung.

Es ist offensichtlich, dass zur Durchführung von Freiflügen im Windkanal möglichst große Kanäle mit einer möglichst homogenen Strömung sowie niedrigem Turbulenzgrad zu bevorzugen sind. Die benötigten Eigenschaften des Kanals werden jedoch zusätzlich vom Fluggerätemodell mitbestimmt.

Zum Zwecke einer beispielhaften Anwendung soll der lehrstuhleigene Niedergeschwindigkeitskanal vom Typ Göttinger Bauart mit einer offenen Messstrecke von $\varnothing 1.5 \times 3$ m genutzt werden. Die Strömungseigenschaften wurden zuvor mittels einer traversierten Fünf-Loch- sowie einer Hitzdrahtsonde untersucht.

2.3 Prozessmodellierung

Alle Hard- und Softwarekomponenten wurden in der Umgebung MATLAB/Simulink modelliert und ein Ge-

samtsystem aufgebaut. Dabei wurde auf einen generischen Ansatz geachtet, was bedeutet, dass sowohl einzelne Komponenten als auch Komponentengruppen (z. B. das Fluggerät) über Skripte und durch die Anwendung generalisierter Datenstrukturen einfach ausgetauscht sowie ein- und ausgeschaltet werden können.

Durch dieses Vorgehen ist eine Adaption des Verfahrens auf andere Umgebungsbedingungen (Windkanal, Modell, ...) und auf Regel- oder Identifizierungsalgorithmen innerhalb kürzester Zeit möglich. Des Weiteren dient die Simulation als risikoloser Vorversuch, Parameteranpassungen durchzuführen oder etwa untersuchen zu können, ob eine Realisierung der Versuche unter den bekannten Umgebungsbedingungen überhaupt realistisch erscheint.

2.4 Startvorrichtung

Für das Einbringen des Modells in die Strömung wurden verschiedene Möglichkeiten, wie etwa das Befestigen des Fluggerätes an Seilen und an einem senkrechten Pin, welcher nach unten weggeschoben wird, erörtert. Diese wurden jedoch aufgrund der nicht akzeptablen Vorspannung der Seile, der hohen Komplexität und der zu schweren Konstruktion verworfen. Letztlich wurde eine Startvorrichtung konzipiert, welche es erlaubt, das Modell mittels der Rumpfzähne auf einen hohlen Pin an der Startvorrichtung aufzustecken, dessen Winkel sich bezüglich der y-z-Ebene frei einstellen lässt. Nach erfolgreichem Start, welcher durch Aufgeben von Druckluft in den Pin erfolgt, kann die Schwenkeinrichtung durch einen Aktuator umgekippt werden, so dass die Messstrecke frei ist.

2.5 Echtzeithardware

Als Echtzeithardware steht ein ds1103-Board der Firma dSPACE zur Verfügung. Dies hat den Vorteil, dass das zuvor erstellte Prozessmodell mittels Kompilern auf die Hardware portiert werden kann.

Ein Grafisches User Interface gibt die Möglichkeit, die Versuchsdurchführung zu steuern, zu kontrollieren sowie diese zu protokollieren.

2.6 Fluggeräte und deren Komponenten

Hinsichtlich einer beispielhaften Realisierung sowie der Methodenentwicklung wurden zwei Fluggeräte ausgelegt und realisiert: ein Nurflügler sowie ein Fluggerät in Standardkonfiguration. Die Anforderungen wurden dabei hauptsächlich aufgrund der Gegebenheiten des Windkanals des Lehrstuhls formuliert.

Zur Durchführung der aerodynamischen und flugmechanischen Auslegung wurden verschiedene numerische und halbempirische Tools, wie XFLR5, Digital DATCOM und VORLAX, genutzt und statische Windkanalversuche

durchgeführt. Hiernach wurden die Eigenwerte, das Führungs- sowie das Störverhalten mittels einer entwickelten generischen Sechs-Freiheitsgrade-Simulation analysiert.

Für die Auswahl der Hardwarekomponenten stehen automatisierte Versuchsstände zur Vermessung von Servos, Akkumulatoren und des Antriebsstranges, sowie Datenbanken bereits vermessener Komponenten zur Verfügung. Die Prüfstände können sowohl das statische als auch das dynamische Verhalten der Komponenten messen und diese in Simulink modellieren. Bei den Servos sowie dem Antriebsstrang erfolgt dies z. B. mittels eines variablen PT₂-Elements mit variabler Totzeit.

Zur Bestimmung der aktuellen Ruderpositionen, der Drehzahl sowie der Akkuspannung wurde ein "Bordrechner" realisiert, welcher die Daten mittels einer 868 MHz-Telemetrie an die Echtzeithardware am Boden sendet. Die Ruderpositionen werden, wie die Zustandsgrößen aus dem Kamerasystem, mit 300 Hz übermittelt. Aufgrund der Eigenschaften des Drehzahlsensors werden diese 100-mal pro Sekunde gesendet, ebenso wie die Akkuspannung, was jedoch mehr als ausreichend ist.

Zur Ansteuerung des Fluggerätes wurde eine Telemetrie-Anlage, welche standardmäßig mit einer Wiederholrate von 25 ms sendet, modifiziert, so dass eine Übertragungsgeschwindigkeit von ca. 11 ms erreicht wird.

3 IDENTIFIZIERUNG

Da im Anwendungsfall die Vorkenntnisse über die Eigenwerte des zu vermessenden Fluggerätes gering sein und somit keine sinnvollen Identifizierungsmanöver vorgegeben werden können, wird eine adaptive Online-Identifizierung eingesetzt. Da hierbei nicht alle Möglichkeiten einer Identifizierung zum Einsatz kommen können, wird zusätzlich eine Offline-Identifizierung durchgeführt. ω bezeichnet die Kreisfrequenz, das Subscript i den zeitdiskreten Datenpunkt, Δt die Zeitschrittweite und N die totale Anzahl an Datenpunkten darstellt.

3.1 Adaptive Online-Identifizierung

Verschiedenste Algorithmen wurden bisher erfolgreich in der Identifizierung von Fluggeräten eingesetzt. Eine komplette Zusammenfassung und Beschreibung ist in einschlägiger Literatur² zu finden. Stand der Technik sind Ausgangsfehlerverfahren, welche sich jedoch, wie viele weitere Verfahren, nicht in der Online-Identifizierung einsetzen lassen, da sie eine Iteration der Daten benötigen und diese nicht sequenziell betrachten können. Aus diesem Grund können nur rekursive Verfahren Anwendung finden. Die am meisten gebräuchlichste und auch effektivsten Verfahren sind Recursive-Least-Squares-Algorithmen

(RLS). Im Rahmen dieser Arbeit kommt ein erweitertes Verfahren, die Fourier-Transformations-Regression (FTR) zum Einsatz. Diese basiert auf einem Least-Squares-Ansatz, welcher im Frequenzbereich mittels einer Fourier-Transformation ausgeführt wird. Das Verfahren weist gegenüber anderen rekursiven Verfahren einige Vorteile auf, die auch bereits in einigen Anwendungen deutlich wurden.^{3,4,5,6}

Die Finite-Fourier-Transformation (FFT) eines Signals $x(t)$ ist definiert als

$$\tilde{x}(\omega) = \int_0^T x(t) e^{-j\omega t} dt \quad (1)$$

was mittels

$$\tilde{x}(\omega) \approx \Delta t \sum_{i=0}^{N-1} x_i e^{-j\omega t_i} \quad (2)$$

approximiert werden kann. ω bezeichnet die Kreisfrequenz, das Subscript i den zeitdiskreten Datenpunkt, Δt die Zeitschrittweite und N die totale Anzahl an Datenpunkten darstellt. Das Superscript \sim kennzeichnet, dass die betreffende Größe im Frequenzbereich vorliegt.

Die Summierung in Gl. 2 wird als DFT definiert,

$$\tilde{X}(\omega) \equiv \sum_{i=0}^{N-1} x_i e^{-j\omega t_i} \quad (3)$$

so dass sich

$$\tilde{x}(\omega) \approx \tilde{X}(\omega) \Delta t \quad (4)$$

ergibt. Die DFT stellt somit eine Euler-Approximation erster Ordnung der FFT aus Gl. 1 dar. Gleichung 4 kann einigen einfachen Korrekturen unterworfen werden, um Fehler aufgrund der vorgenommenen Vereinfachungen zu kompensieren,⁷ was jedoch bei ausreichend hohem Abstand zwischen den Eigenfrequenzen des Systems und der Abtastrate nicht erforderlich ist, weshalb darauf an dieser Stelle verzichtet wird.

Angewendet auf ein lineares Gleichungssystem⁸ ergibt sich somit

$$j\omega \tilde{x}(\omega) = A \tilde{x}(\omega) + B \tilde{u}(\omega) \quad (5)$$

$$\tilde{y}(\omega) = C \tilde{x}(\omega) \quad (6)$$

Für die k -te Zustandsgleichung kann eine Kostenfunktion zu⁹

$$J = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^m |j\omega_n \tilde{x}_k(n) - A_k \tilde{x}(n) - B_k \tilde{u}(n)|^2 \quad (7)$$

aufgestellt werden, wobei m die Anzahl der Frequenzen und A_k und B_k die k -ten Reihen der Matrizen A und B darstellen und entsprechend $\tilde{x}_k(n)$ das k -te Element des

Vektors \mathbf{x} für die Frequenz ω_n .

Durch Einführen eines Vektors unbekannter Parameter Θ kann das Problem als Least Squares Regression mit komplexen Daten zu

$$\tilde{\mathbf{Y}} = \tilde{\mathbf{X}} \Theta + \epsilon \quad (8)$$

formuliert werden, wobei ϵ den komplexen Gleichungsfehler darstellt. Die Matrix $\tilde{\mathbf{X}}$ sowie der Vektor $\tilde{\mathbf{Y}}$ stellen die Regressorenmatrix sowie Regressandenvektor zu

$$\tilde{\mathbf{Y}} \equiv \begin{bmatrix} j\omega_1 \tilde{x}_k(1) \\ \vdots \\ j\omega_m \tilde{x}_k(m) \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\tilde{\mathbf{X}} \equiv \begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{x}}^T(1) & \tilde{\mathbf{u}}^T(1) \\ \vdots & \vdots \\ \tilde{\mathbf{x}}^T(m) & \tilde{\mathbf{u}}^T(m) \end{bmatrix} \quad (10)$$

dar. Eine Kostenfunktion lässt sich somit nach Gl. 7 zu

$$\mathbf{J} = \frac{1}{2} (\tilde{\mathbf{Y}} - \tilde{\mathbf{X}} \Theta)^* (\tilde{\mathbf{Y}} - \tilde{\mathbf{X}} \Theta) \quad (11)$$

aufstellen, wobei das Superskript $*$ eine komplex konjugierte Transformation indiziert.

Der Gradient der Kostenfunktion lässt sich zu

$$\frac{\delta \mathbf{J}(\Theta)}{\delta \Theta} = -\tilde{\mathbf{Y}}^T \tilde{\mathbf{X}} + \Theta^T (\tilde{\mathbf{X}}^T \tilde{\mathbf{X}}) \quad (12)$$

berechnen. Da der Gradient bezüglich der unbekannten Parameter Θ einen linearen Zusammenhang aufweist, lässt sich \mathbf{J} einer einfachen Extremwertanalyse unterziehen. Der geschätzte Parametervektor, der die Kostenfunktion minimiert, ergibt sich zu⁹

$$\hat{\Theta} = [\text{Re}(\tilde{\mathbf{X}}^* \tilde{\mathbf{X}})]^{-1} \text{Re}(\tilde{\mathbf{X}}^* \tilde{\mathbf{Y}}) \quad (13)$$

Die DFT aus Gleichung 3 ist für eine gegebene Frequenz ω für den Zeitschritt i zugehörig zur DFT des Zeitschrittes $i - 1$ durch

$$\tilde{X}_i(\omega) = \tilde{X}_{i-1}(\omega) + x_i e^{-j\omega i \Delta t} \quad (14)$$

gegeben. Der zweite Term kann aufgeteilt werden zu

$$e^{-j\omega i \Delta t} = e^{-j\omega \Delta t} e^{-j\omega(i-1)\Delta t} \quad (15)$$

wobei der Ausdruck $e^{-j\omega \Delta t}$ bei konstanter Zeitschrittweite sowie gegebener Frequenz konstant bleibt. Daraus folgt ein weiterer Vorteil dieser Methode: Bei einer gegebenen Frequenz kann sie allein durch eine Addition in Gl. 14 sowie zweier Multiplikationen, ebenfalls Gl. 14 und Gl. 15, ausgeführt werden. Dies resultiert in einem außerordentlich geringen Zeitaufwand und Speicherbedarf, da die RFT selbst als Speicher fungiert. Somit sind die Geschwindigkeit und der Speicherbedarf der Lösung weder von der

Messdauer noch von der Anzahl der Messpunkte abhängig.

Des Weiteren kann die Anzahl der Frequenzen, über welchen die Kostenfunktion ausgewertet wird, auf den interessierenden Bereich der Eigendynamik des Fluggerätes eingeschränkt werden. Durch das Ausblenden der Nullfrequenzen, welche von Trimmwerten oder Biases hervorgerufen werden, lassen sich diese Einflüsse ausblenden, wodurch auch keine Initialwerte aufgenommen werden müssen. Das gilt auch für sehr kleine Frequenzen, die primär aus Sensordrift oder Ähnlichem bestehen, sowie für hohe Frequenzen, hervorgerufen durch Sensorrauschen. Die DFT dient somit also schon im Vorhinein als Bandpassfilter.

Zur Anregung der Eigenbewegungsformen werden modifizierte 1123-Manöver für die Anstellwinkelschwingung sowie Dubletten für die Phygoide, Roll- und Taumelschwingung genutzt. Die Seitenbewegung wird im Gesamten durch hintereinander geschaltete Roll- und Querrudermanöver identifiziert. Die Identifizierung beginnt dabei mit vom Benutzer vorzugebenden, möglichst kleinen Startmanövern. Das Verhältnis der Bewegung zu einem zuvor definierten Sollwert wird ermittelt und die z-Transformation sowie Regression werden durchgeführt. Die Manöver werden je nach Verhältnis zwischen Ist- und Sollwert in Amplitude und Dauer variiert. Nach der Ermittlung eines "idealen" Manövers wird dieses aus statistischen Gründen dreimal wiederholt. Die Auswertung dieser Manöverfolge wird dann als Ergebnis ausgegeben.

3.2 Offline-Identifizierung

Wie bereits erwähnt, wird zusätzlich eine Offline-Identifizierung genutzt, die ein größeres Spektrum an Möglichkeiten bietet. So werden die Signale vor der Berechnung individuell gefiltert. Des Weiteren können auch zusätzliche Größen, wie etwa auch nichtlineare Terme, mit in die Identifizierung einfließen und die Zeitschriebe individueller verarbeitet werden.

Die Gleichungsfehlermethode ist aufgrund ihrer mathematisch einfachen Beschreibung sowie der Berechnung durch rein algebraische Operationen in der Parameteridentifikation von Luftfahrzeugen weit verbreitet. Voraussetzung ist jedoch, dass keine Störsignale in den abhängigen Variablen vorliegen, was jedoch durch die verwendete Sensorik und die Möglichkeiten der Datenaufbereitung gegeben ist. Dies sind auch die wesentlichen Gründe, dieses Verfahren gegenüber den Ausgangsfehlerverfahren vorzuziehen.

Es handelt sich hierbei ebenfalls, wie bei der Online-Identifizierung um ein Regressionsverfahren, so dass die meisten Formeln und Herleitungen von dort übernommen werden können. So ergibt sich das Gleichungssystem ebenfalls nach Gl. 8, jedoch diesmal im Zeit- und nicht im Frequenzbereich, wodurch sich die Regressormatrix \mathbf{X} sowie

der Regressandenvektor Y zu

$$Y \equiv \begin{bmatrix} y(t_1) \\ \vdots \\ y(t_m) \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$X \equiv \begin{bmatrix} 1 & x^T(t_1) & u^T(t_1) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & x^T(t_m) & u^T(t_m) \end{bmatrix} \quad (17)$$

ergibt. Erwähnenswert ist hierbei, dass die Regressormatrix beliebige Kombinationen der Zustands- oder Steuergrößen beinhalten kann. So ist es z. B. möglich, Terme höherer Ordnung, z. B. α^2 , zwecks Analyse nichtlinearer Anteile zu integrieren.

Die Kostenfunktion sowie ihr Gradient entsprechen ebenfalls Gl. 11 sowie 12. Die Extremwertanalyse führt analog zu Gleichung 13 auf

$$\hat{\Theta} = (X^* X)^{-1} X^* Y \quad (18)$$

4 REGELUNG

Die Regelung dient nach dem Start und einem Identifizierungsmanöver der Positionierung und Trimmung des Fluggerätes. Des Weiteren wird permanent überwacht, ob sich das Fluggerät dem Rand des Freistrahls nähert, und dieses, wenn nötig, mittels des Reglers wieder in die Mitte der Messstrecke zurückgeführt. Während der Identifizierungsmanöver kann der Regler, je nach Randbedingung, komplett ausgeschaltet, nur in der nicht identifizierten Bewegungsrichtung (Längs-, Seitenbewegung) aktiv oder dauerhaft aktiviert werden. Für diese Arbeit bieten sich vor allem die expliziten Modellfolge-Regelungen und ihre Abwandlungen an, da die Regelung bei diesen nahezu unabhängig vom Fluggerät ausgelegt werden kann und sie somit eine einfache Adaption an verschiedene Fluggeräte bietet.

Die Entscheidung fiel für eine Kombination aus Dynamischer Inversion, Pseudo Control Hedging sowie einem adaptiven Glied in Form eines neuronalen Netzes. Diese Methoden-Kombination wurde bereits erfolgreich in Simulationen und in Flugversuchen eingesetzt, wie etwa für MAVs,¹⁰ der X-33,^{11,12,13} zum Aufstellen von Systemen, welche Robust sind gegenüber Aktuatorausfällen,¹⁴ sowie Hubschrauberdrohnen.¹⁵

Es hat sich in diesen Projekten gezeigt, dass durch die Wahl dieses Regelungsansatzes selbst große Abweichungen in den Parametern und dem Modell kompensiert werden können.

Abbildung 1 gibt eine Übersicht über den Regler und die Strecke. Der Übersichtlichkeit halber wurden die einzelnen Methoden der Regelung nur als Blöcke dargestellt und auf die Darstellung der Identifizierung verzichtet.

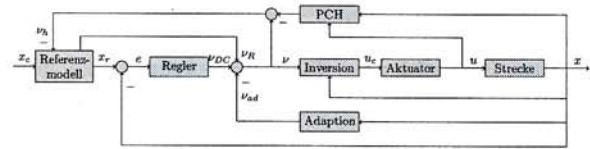


BILD 1: Übersicht der Reglerstruktur mit Strecke

4.1 Dynamische Inversion

Das Hauptziel der dynamischen Inversion ist, eine Beschreibung des Systems zu finden, die ein lineares Eingangs-/Ausgangsverhalten aufweist. Ist diese Beschreibung gefunden, kann auf einfache Weise für dieses resultierende lineare System ein (linearer) Regler ausgelegt werden. Aus diesem Grund wird die dynamische Inversion auch als Eingangs-/Ausgangs-Linearisierung (E/A-Linearisierung) oder im englischen Sprachraum Feedback Linearisation (FL) bezeichnet.

Im Folgenden soll das Grundprinzip der nichtlinearen dynamischen Inversion kurz erläutert werden. Dabei werden nur Systeme mit gleicher Anzahl an Eingangs- sowie Ausgangsgrößen, wie im Normalfall bei einem Luftfahrzeug üblich, betrachtet. Eine Modifikation ist jedoch möglich.¹⁶

Für konventionelle Anwendungen, in welchen kleine Störungen um den Trimpunkt zu erwarten sind, kann das nichtlineare Gleichungssystem eines Fluggerätes folgendermaßen formuliert werden:

$$\dot{x} = f(x) + G(x) \cdot u \quad (19)$$

$$y = h(x) \quad (20)$$

Hierbei stellt f die nichtlineare Dynamik und G die nichtlineare Stelldynamik dar. Für die Erläuterung soll der Einfachheit halber zuerst ein SISO-System betrachtet werden. Es wird die zeitliche Ableitung der Ausgangsgröße gesucht, wozu die Lie-Ableitungen eingeführt werden, welche definiert sind zu:

$$L_f(x) = \frac{\partial h}{\partial x} f(x) \quad (21)$$

$$L_f^k \cdot h(x) = L_f \left(L_f^{k-1} \cdot h(x) \right) \quad (22)$$

Es kann die Regel notiert werden, dass, wenn $h(x)$ die Bedingungen

$$L_g \cdot L_f^{i-1} \cdot h(x) = 0; i = 1, \dots, r-1; L_g \cdot L_f^{r-1} \cdot h(x) \neq 0 \quad (23)$$

erfüllt, die r -te die erste Zeitableitung ist, in welcher u auf der rechten Seite der Gleichung explizit auftritt. Die r -te Ableitung ist also, bezogen auf die Eingangsgröße, sprunghaft, und alle niedrigeren Ableitungen sind somit nicht unmittelbar von der Steuergröße abhängig. Damit ist

r auch ein Maß für die Verzögerung des Systems und wird vektorieller Grad genannt.

Die r -te Ableitung kann also wie folgt formuliert werden:

$$y^r = L_f^r \cdot h(x) + L_g \cdot L_f^{r-1} \cdot h(x) \cdot u \quad (24)$$

Durch einfaches Umstellen ergibt sich damit, dass das System E/A-linearisierbar ist, wenn die Zustandsvektorrückführung

$$u = \frac{1}{L_g \cdot L_f^{r-1} \cdot h(x)} [-L_f^r \cdot h(x) + \nu] \quad (25)$$

die E/A-Abbildung auf

$$y^r = \nu \quad (26)$$

reduziert. Dies entspricht einer Kette von r Integratoren mit ν als neuer Eingangsgröße.

Wird nun ein MIMO-System betrachtet, so ergibt sich für die r Ableitungen der Ausgangsgröße eine vektorielle Darstellung zu:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} y_1^{(r_1)} \\ \vdots \\ y_m^{(r_m)} \end{bmatrix}}_{y_i^{(r_i)}} = \underbrace{\begin{bmatrix} L_f^{r_1} h_1(x) \\ \vdots \\ L_f^{r_m} h_m(x) \end{bmatrix}}_{b(x)} + \underbrace{\begin{bmatrix} L_{g1} \cdot L_f^{r_1-1} \cdot h(x) & \cdots & L_{gm} \cdot L_f^{r_1-1} \cdot h(x) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ L_{g1} \cdot L_f^{r_m-1} \cdot h(x) & \cdots & L_{gm} \cdot L_f^{r_m-1} \cdot h(x) \end{bmatrix}}_{A(x)} \underbrace{\begin{bmatrix} u_1 \\ \vdots \\ u_m \end{bmatrix}}_u \quad (27)$$

Die Existenz eines relativen Grades ist somit eine notwendige Voraussetzung für die Existenz einer Lösung der E/A-Linearisierung.

Bei Mehrgrößensystemen ist zusätzlich die Invertierbarkeit der Entkopplungsmatrix A zu beachten. Sollte diese Singularität aufweisen, so besteht jedoch trotzdem in vielen Fällen die Möglichkeit einer Linearisierung durch die dynamische Entkopplung des Systems.¹⁶ Die Linearisierung ist also analog zum SISO-System möglich zu:

$$u = A^{-1} [-b + \nu] \quad (28)$$

Hierdurch ergibt sich ein System mit m entkoppelten Integratorketten der Länge r

$$y_i^{r_i} = \nu_i \quad (29)$$

Hier ist das weitere Ziel der E/A-Linearisierung zu sehen. Durch die Einführung der Pseudosteuergrößen ν wird die E/A-Dynamik entkoppelt. Das heißt, jede Pseudosteuergröße beeinflusst jeweils nur eine Ausgangsgröße.

Auf eine Erläuterung des internen Teils, und damit der Bestimmung des unbeobachtbaren Teils der Dynamik, soll hier aufgrund des Platzbedarfs verzichtet werden.

4.1.1 Referenzmodell

Die bisherige Invertierung und Strecke hat im Idealfall das Übertragungsverhalten "1". Es werden nun Vorgabewerte durch Referenzmodelle kommandiert. Hierzu werden zumeist lineare Modelle gewählt, da deren Solldynamik einfach vorgegeben werden kann.

Aufgrund physikalischer Grenzen der Strecke, Stellraten- sowie Ausschlagsbegrenzungen, Parameterunsicherheiten, Modellungenauigkeiten oder vernachlässigter Dynamik sowie Messfehlern oder -verzögerungen kann es jedoch passieren, dass die Strecke dem Sollkommando nicht mehr folgen kann. Dies lässt sich durch den Fehler Δ zusammenfassen zu:

$$\Delta(x, u) = [y_i^{(r_i)}(x, u)]_{mx1} - [\hat{y}_i^{(r_i)}(x, u)]_{mx1} \quad (30)$$

bzw. nach einiger Umstellung, welche hier aus Platzgründen nicht aufgeführt ist, zu:

$$\Delta = [y_i^{(r_i)}] - [\hat{y}_i^{(r_i)}] = [y_i^{(r_i)}] - [y_{R,i}^{(r_i)}] \quad (31)$$

Größen, welche für die E/A-Linearisierung des genutzten Modells herangezogen werden, sind mit einem $\hat{}$ gekennzeichnet. Auf die Untersuchung der Fehlerdynamik soll hier aus Platzgründen verzichtet werden.

4.1.2 Stabilisierungsregler

Aufgrund der zuvor aufgezählten, möglichen Fehler im Soll- und Istverhalten wird ein Stabilisierungsregler eingesetzt, welcher die Fehlerdynamik abklingen lässt. Dieser kann wie folgt aufgestellt werden:

$$y^{(r)} = y_R^{(r)} - c^T \cdot \chi \quad (32)$$

wobei $\chi = [e(t) \dots e^{(r-1)}(t)]$ die Regelabweichungen sowie deren Ableitungen beinhaltet. Die freie Wahl der reellen Koeffizienten c gibt dem Anwender die Möglichkeit, die Dynamik des Abklingens des Fehlers nahezu frei vorzugeben. Die Beschränktheit des Gesamtsystems sowie der Fehlerdynamik kann nachgewiesen und auch auf Mehrgrößensysteme erweitert werden.¹⁰

4.2 Pseudo-Control Hedging

Wenn der Eingangsvektor in das System messbar ist, was in der vorliegenden Anwendung der Fall ist, so kann die tatsächliche Reaktion der Strecke abgeschätzt werden:

$$\hat{\nu} = \hat{F}(x, u) = \hat{F}(x, g_A(u_c)) \quad (33)$$

Der Unterschied zwischen gewünschter und abgeschätzter Streckenreaktion ergibt sich zu:

$$\nu_h = \nu - \hat{\nu} = \nu - \hat{F}(x, g_A(u_c)) \quad (34)$$

Da somit bekannt ist, dass die Streckenreaktion um den geschätzten Wert ν_h hinter der Vorgabegröße zurückbleibt,

ist es also sinnvoll, das Referenzmodell auf von der Strecke erreichbare Werte zu bremsen. Das bedeutet, dass die r -te Ableitung der Referenzgröße um das abgeschätzte Reaktionsdefizit reduziert wird:

$$y_R^{(r)} = \nu_R - \nu_h \quad (35)$$

Es kann gezeigt werden, dass die Fehlerdynamik des Systems durch das Pseudo Control Hedging nicht beeinflusst wird.¹⁰ Damit ist für den Regler der Fehlerdynamik der Einfluss der Stelldynamik nicht sichtbar. Somit kann z. B. vermieden werden, dass bei integralen Rückführungen der Zustand des Integrators weiter ansteigt, nachdem eine Steuergröße in Ausschlagssättigung oder Ratenbegrenzung gegangen ist. Dieser Zustand spielt auch später für den Einsatz des neuronalen Netzes eine Rolle.

Auch wenn das Hinzufügen des PCH keinen Einfluss auf die Fehlerdynamik hat, so muss der Einfluss natürlich bei der Bestimmung der Stabilitätseigenschaften des Gesamtsystems mit berücksichtigt werden. Der Nachweis der Beschränktheit der Fehlergrößen kann zum Beispiel unter Verwendung von Lyapunov-Funktionen gezeigt werden, unter Berücksichtigung der Stelldynamik und des Referenzmodells.¹⁷

4.3 Adaption durch neuronale Netze

Zur Kompensation des Inversionsfehlers, und somit zur Adaption des Reglers, wird ein nichtlineares neuronales Netz mit einer verdeckten Schicht (Single Hidden Layer) sowie einer Ausgangsebene, welche linear in ihren Parametern ist, nach Abb. 2 genutzt, da dieses die Eigenschaften eines universellen Approximators aufweist.¹⁸

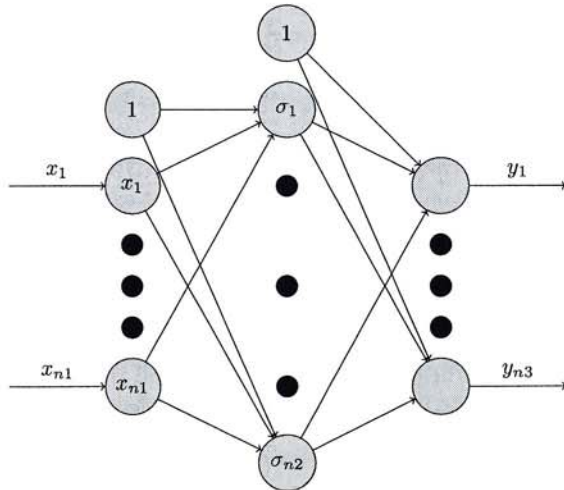


BILD 2: Neuronales Netz: Single Hidden Layer

Dieses Netz lässt sich in vektorieller Schreibweise zu

$$y = W^T \sigma^1 (V^T x) \quad (36)$$

formulieren. Die Matrizen W sowie V beinhalten dabei die Dendritengewichte. σ beinhaltet die Aktivierungs-/Basisfunktionen, welche aufgrund ihrer speziellen Form der Ableitung zu $\sigma(z) = \frac{1}{1+e^{-z}}$ gewählt sind.

Werden in Gl. 36 die optimalen Matrizen eingesetzt, so ergibt sich

$$W^{*T} \sigma(V^{*T} \bar{x}) = \Delta(\bar{x}) - \epsilon(\bar{x}) \quad (37)$$

Hierbei repräsentiert der Vektor ϵ den Rekonstruktions- oder auch Residuumsfehler, welcher nach oben hin durch eine Schranke $\bar{\epsilon}$ mit $0 \leq \|\epsilon\| \leq \bar{\epsilon}$ begrenzt ist.¹² Die optimalen Wichtungsmatrizen, welche mit einem hochgestellten (*) indiziert werden, bedeuten in diesem Fall, dass sie den Fehler $\|\epsilon\|$ minimieren. σ dient der Approximation des Modellfehlers Δ . Somit kann der Ausgang des neuronalen Netzes schon einmal zu

$$\nu_{ad} = \hat{W}^T \sigma(\hat{V}^T x) \quad (38)$$

festgehalten werden.

Als Grundlage wird das Backpropagation-Lernverfahren in seiner Grundform eingesetzt. Dabei handelt es sich um ein weit verbreitetes Gradientenverfahren und beruht somit auf einem rein mathematischen Ansatz. Es gilt also, die Abweichung zwischen der optimalen und aktuellen Gewichtungsmatrix, dargestellt durch eine Tilde, zu minimieren.

$$\tilde{V} = V^* - \hat{V} \quad \tilde{W} = W^* - \hat{W} \quad (39)$$

Für eine Matrix Z , bestehend aus den Gewichtungsmatrizen V und W zu

$$Z = \begin{bmatrix} W & 0 \\ 0 & V \end{bmatrix} \quad (40)$$

lässt sich festhalten, dass sie auf jeden Fall begrenzt sind, auch, wenn ihre Gewichte nicht eindeutig sein müssen. Es lässt sich also für die Frobeniusnorm eine obere Schranke zu

$$\|Z^*\|_{Fro} \leq \bar{Z}^* \quad (41)$$

definieren. Des Weiteren ist die Abweichung des Ausgangs der verdeckten Schicht analog zu den Wichtungsmatrizen bestimmbar zu

$$\tilde{\sigma} = \sigma^* - \hat{\sigma} = \sigma(V^{*T} \bar{x}) - \sigma(\hat{V}^T \bar{x}) \quad (42)$$

Der Bewertungsfehler wird nun durch das Netz zurückgeführt, daher auch der Name „Backpropagation“ des Verfahrens, welches auch als Fehlerrückführung bezeichnet wird. Hierzu wird eine Taylorreihenentwicklung über den aktuellen Zustand des Ausgangs der verdeckten Schicht, $\hat{\sigma}(\hat{z}) = \hat{\sigma}(\hat{V}^T \bar{x})$ genutzt:

$$\sigma^* = \hat{\sigma} - \hat{\sigma}_z(\hat{V}^T \bar{x}) \tilde{V}^T \bar{x} + O(\tilde{V}^T \bar{x}) \quad (43)$$

mit

$$\hat{\sigma} = \sigma(\hat{V}^T \bar{x})$$

$$\hat{\sigma}_z = \frac{\partial \sigma(\hat{z})}{\partial \hat{z}} \Big|_{\hat{z}=\hat{V}^T \bar{x}} = \begin{bmatrix} 0 & \cdots & 0 \\ \frac{\partial \sigma(\hat{z}_1)}{\partial \hat{z}_1} & \cdots & \vdots \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \cdots & \frac{\partial \sigma(\hat{z}_{n2})}{\partial \hat{z}_{n2}} \end{bmatrix} \quad (44)$$

Aufgrund der Vernachlässigungen in der Taylorreihenentwicklung folgt, dass zur Robustifizierung gegen die Effekte der Terme höherer Ordnung ein weiterer Term ν_r der adaptiven Steuergröße hinzugefügt werden muss zu:

$$\nu_{ad} = W \sigma(V^T \bar{x}) + \nu_r \quad (45)$$

Werden dieser Term zu

$$\nu_r = \left[k_{r0} + k_{r1} \cdot \left(\|\hat{Z}\|_F + \bar{Z}^* \right) \right] \cdot \zeta^T \quad (46)$$

sowie die folgenden Matrixdifferentialgleichungen

$$\dot{\hat{W}} = \Gamma_W \cdot \left[\left(\hat{\sigma} - \hat{\sigma}_z \hat{V}^T \bar{x} \right) \cdot \zeta - \lambda \cdot \|\zeta\|_2 \cdot \hat{W} \right] \quad (47)$$

$$\dot{\hat{V}} = \Gamma_V \cdot \left[\bar{x} \cdot \zeta \cdot \hat{W}^T \cdot \sigma_z - \lambda \cdot \|\zeta\|_2 \cdot \hat{V} \right] \quad (48)$$

als Lerngesetze gewählt und sind die Matrizen Γ_W und Γ_V positiv definit und > 0 sowie $\lambda > 0$, dann kann garantiert werden, dass alle Signale, und somit auch der Gesamtfehler und die Netzgewichte, im geschlossenen System beschränkt bleiben.^{10,12} Der Vektor ζ enthält dabei gefilterte Messgrößen nach der Formel

$$\zeta = \chi^T \cdot P_E \cdot B_E \quad (49)$$

Hierbei ist die quadratische Matrix P die positiv definite Lösung der Lyapunov-Funktion

$$A^T \cdot P + P \cdot A + Q = 0 \quad (50)$$

wobei A der Systemmatrix und B der Eingangsmatrix entsprechen.

4.4 Anwendung des Regelungskonzepts

Grundsätzlich können dynamische Systeme in einem oder in mehreren kaskadenförmigen Teilsystemen invertiert werden, wobei die Summe der relativen Grade wieder der des Gesamtsystems entsprechen muss. Es wurde eine Kaskadierung gewählt, da diese einen deutlich einfacheren Aufbau aufweist, da eine Aneinanderschaltung von Systemen erster Ordnung durchgeführt werden kann. Hierbei weisen die Entkopplungsmatrizen meist auch eine bessere Konditionierung auf. Nachteilig ist, dass die Übertragungsbandbreite geringer ist als bei einer Gesamtinversion. Daher ist bei diesem Vorgehen unbedingt

auf eine ausreichende Zeitskalentrennung der einzelnen Teilsysteme zu achten.

Gewählt wurde eine Aufteilung in die Inversion mit Rotationsdynamik, Lage- und Bahndynamik sowie eine darauf aufsetzende Abstandsregelung, welche als Eingang geodätische Sollpositionen erhält. In alle Schleifen greift ein Pseudo Control Hedging mit ein. In der Rotationsdynamik ist ein neuronales Netz integriert mit den Eingangsgrößen bestehend aus den gefilterten Fehlergrößen e_Ω , den Sollzuständen $\Omega_R, \dot{\Omega}_R$ sowie den aktuellen Strömungszuständen $[\bar{q}, \alpha, \beta]$.

Die Auslegung der Regelparameter erfolgte in Anlehnung an Holzapfel¹⁰ mit einer Erweiterung um die Abstandsregelung, weshalb aufgrund der dort sehr ausführlichen Beschreibung sowie des hier beschränkten Platzes darauf verwiesen werden soll.

5 BISHERIGE RESULTATE

Die Testergebnisse in der Simulationsumgebung zeigen die prinzipielle Realisierbarkeit der Methode. Es stellte sich jedoch heraus, dass ihre exemplarische Realisierung im lehrstuhleigenen Windkanal aufgrund dessen geringen Größe sowie seiner Strömungsgüte äußerst schwierig ist. Dies wird auch durch einige bisher durchgeführte, sowohl geregelte als auch handgesteuerte Flugversuche bestätigt. Hierbei zeigte sich vor allem, dass das Einbringen des Modells in die Strömung und das schnelle Finden eines Trimpunktes bei nicht exakter Kenntnis der Trimm Ausschläge aufgrund des geringen Platzangebots der Messstrecke die größten Probleme darstellen.

Einige weitere Flugversuche im Windkanal stehen noch aus, welche, wie auch eine deutlich vertiefte Darstellung der Simulationsergebnisse, auf dem aktuellen Kongress vorgestellt werden sollen. Im Zuge dessen werden außerdem bestimmte Kenngrößen zur Realisierung der Methoden präsentiert.

6 ZUSAMMENFASSUNG

Der vorliegende Beitrag beschreibt die Konzeption, Modellierung sowie die theoretische und teilweise praktische Verwirklichung von Methoden zur Realisierung einer reproduzierbaren Freiflugumgebung, dem Freiflug im Windkanal.

Nach einer Auswahl geeigneter Hardware-Komponenten wurden diese mittels Berechnungen und Vermessungen modelliert. Eine Besonderheit stellt die Verwendung eines 3D-Kamerasystems dar, durch welches die Position sowie Lage des Fluggerätes im Raum sehr genau und mit einer hohen Abtastrate erfasst werden können.

Zum Zwecke der Identifizierung wurden sowohl Online- sowie Offline-Algorithmen aufgesetzt. Hinsichtlich der Online-Identifizierung wird eine Finite-Transformations-Regression im Frequenzbereich eingesetzt. Die Adaption erfolgt durch Vergleich von Soll- und Istwerten während der Identifizierungsmanöver und Anpassung dieser in Amplitude und Dauer. Aufgrund der Möglichkeiten der Nachbearbeitung wird nach den Versuchen zusätzlich eine Offline-Identifizierung, basierend auf der Gleichungsfehlermethode, eingesetzt.

Ein realisierter Regler dient der Trimmung des Modells nach dem Start sowie nach Identifizierungsmanövern. Des Weiteren kann je nach Randbedingungen gewählt werden, ob der Regler auch in Teilen oder vollständig während der Identifizierungsmanöver eingeschaltet sein soll. Zusätzlich werden die Position des Flugzeuges permanent überwacht und bei zu großer Annäherung an den Freistrahland der Regler eingeschaltet. Einsatz findet eine Kombination aus dynamischer Inversion, Pseudo Control Hedging sowie einem neuronalen Netz. Dies garantiert eine Robustheit bei gleichzeitig hoher Übertragungsbandbreite.

Die bisherigen Simulationsergebnisse bestätigen die prinzipielle Realisierbarkeit der Methode. Die bisherigen Auswertungen sowie Flugversuche zeigen jedoch, dass sich eine beispielhafte Realisierung der Methode im lehrstuhligen Windkanal aufgrund dessen geringen Größe sowie Strömungsgüte als äußerst schwierig erweist.

LITERATUR

- [1] ROGERS, David F.: Quantitative Information from Helium Bubble Flow Visualization Using Computer Graphics Techniques. In: *AIAA 93* (1976). – AIAA 14th Aerospace Sciences Meeting, Washington D.C., January 26-28
- [2] JATEGAONKAR, Ravindra V.: *Flight Vehicle System Identification: A Time Domain Methodology*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006
- [3] BASAPPA, K. ; JATEGAONKAR, R. V.: Evaluation of Recursive Methods for Aircraft Parameter Estimation / Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig. Version: Dezember 2003. http://nal-ir.nal.res.in/1629/01/tr_pd_fc_0318_R87762.pdf. 2003 (11 13 111-2003/32). – Institutsbericht
- [4] MORELLI, E.A.: Real-Time Parameter Estimation in the Frequency Domain / NASA Langley Research Center. Version: 1999. <http://library-dspace.larc.nasa.gov/dspace/jsp/bitstream/2002/11040/1/NASA-aiaa-99-4043.pdf>. 1999 (AIAA 99-4043). – Forschungsbericht
- [5] SEANOR, Brad ; SONG, Yongkyu ; NAPOLITANO, Marcello R. ; CAMPA, Giampiero: Comparison Of On-Line And Off-Line Parameter Estimation Techniques Using The Nasa F/a-18 Harv Flight Data. In: *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, 2001
- [6] MOES, Timothy R. ; SMITH, Mark S.: Flight Investigation of Prescribed Simultaneous Independent Surface Excitations for Real-Time Parameter Identification / NASA Dryden Flight Research Center. Version: October 2003. http://www.nasa.gov/centers/dryden/pdf/88766main_H-2544.pdf. Edwards, California, October 2003 (NASA/TM-2003-212029). – Forschungsbericht. – 37 S.
- [7] MORELLI, Eugene A.: High Accuracy Evaluation of the Finite Fourier Transform Using Sampled Data / NASA Langley Research Center. NASA Langley Technical Report Server, 1997. – Forschungsbericht
- [8] BROCKHAUS, Rudolf: *Flugregelung*. 2. Auflage. Springer, 2001
- [9] KLEIN, V.: Aircraft Parameter Estimation in Frequency Domain. In: *Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 1978, S. 140–147
- [10] HOLZAPFEL, Florian: *Nichtlineare adaptive Regelung eines unbemannten Fluggerätes*, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, Diss., 2004
- [11] JOHNSON, Eric N. ; CALISE, Anthony J.: Pseudo-Control Hedging: A New Method For Adaptive Control. In: *Advances in Navigation Guidance and Control Technology Workshop, November 1-2, 2000, Redstone Arsenal, Alabama*, 2000
- [12] JOHNSON, Eric N. ; CALISE, Anthony J. ; EL-SHIRBINY, Hesham A. ; RYSDYK, Rolf T.: Feedback Linearization with Neural Network Augmentation applied to X-33 Attitude Control. In: *AIAA 4157* (2000)
- [13] JOHNSON, Eric N. ; CALISE, Anthony J. ; CORBAN, J. E.: A Six Degree-Of-Freedom Adaptive Flight Control Architecture for Trajectory Following. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 2002. – AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 5-8 August 2002, Monterey, California
- [14] IDAN, M. ; JOHNSON, M. ; CALISE, A. J. ; KANESHIGE, J.: Intelligent aerodynamic/propulsion flight control for flight safety: a nonlinear adaptive approach. In: *Proc. American Control Conference the 2001 Bd. 4*, 2001, S. 2918–2923

- [15] JOHNSON, Eric. N. ; KANNAN, Suresh K.: Adaptive Flight Control for an Autonomous Unmanned Helicopter. In: *AIAA 4439* (2002). – AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 5-8 August 2002, Monterey, California
- [16] ISIDORI, Alberto: *Nonlinear Control Systems*. Secaucus, NJ, USA : Springer-Verlag New York, Inc., 1995. – ISBN 3540199160
- [17] KIM, Nakwan: *Improved Methods in Neural Network-Based Adaptive Output Feedback Control, with Applications to Flight Control*. Atlanta, Georgia Institute of Technology, Diss., 2003
- [18] HORNIK, Kurt ; STINCHCOMBE, Maxwell ; WHITE, Halbert: Multilayer feedforward networks are universal approximators. In: *Neural Networks 2* (1989), S. 359 – 366. [http://dx.doi.org/10.1016/0893-6080\(89\)90020-8](http://dx.doi.org/10.1016/0893-6080(89)90020-8). – DOI 10.1016/0893-6080(89)90020-8

