

# **Adaptive Regelung zur Flugbereichserweiterung des Technologiedemonstrators ARTIS**

Von der Gemeinsamen Fakultät für Maschinenbau und Elektrotechnik  
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde

eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von: Sven Lorenz  
aus (Geburtsort): Luckenwalde

eingereicht am: 22.10.2009  
mündliche Prüfung am : 27.04.2010

Referenten: Prof. Dr.-Ing. S. Levedag  
Institut für Flugsystemtechnik,  
DLR Braunschweig

Prof. Dr.-Ing. P. Vörsmann  
Institut für Luft- und Raumfahrtssysteme,  
TU Braunschweig

Prof. Dr.-Ing. F. Holzapfel  
Lehrstuhl für Flugsystemdynamik,  
TU München



Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

**Sven Lorenz**

**Adaptive Regelung zur Flugbereichserweiterung  
des Technologiedemonstrators ARTIS**

Shaker Verlag  
Aachen 2010

**Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek**

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Zugl.: Braunschweig, Techn. Univ., Diss., 2010

Copyright Shaker Verlag 2010

Alle Rechte, auch das des auszugsweisen Nachdruckes, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe, der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und der Übersetzung, vorbehalten.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8322-9586-8

ISSN 0945-2214

Shaker Verlag GmbH • Postfach 101818 • 52018 Aachen

Telefon: 02407 / 95 96 - 0 • Telefax: 02407 / 95 96 - 9

Internet: [www.shaker.de](http://www.shaker.de) • E-Mail: [info@shaker.de](mailto:info@shaker.de)

## Danksagung

Diese Dissertation entstand während meiner Tätigkeit als Doktorand und wissenschaftlicher Mitarbeiter zwischen 2003 und 2010 im Institut für Flugsystemtechnik in der Abteilung Unbemannte Luftfahrzeuge des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrttechnik e. V. (DLR) in Braunschweig.

*Für das Gelingen dieser Arbeit möchte ich allen danken, die mich in dieser Zeit unterstützt und begleitet haben!*

An erster Stelle richtet sich mein Dank an meinen Doktorvater Herrn Prof. Dr.-Ing. S. Levedag, der mir in zahlreichen Diskussionen geholfen hat, den Kern und die Motivation der Arbeit herauszuarbeiten. Herrn Prof. Dr.-Ing. F. Holzappel danke ich besonders für die wertvollen Gespräche und Anregungen, die sehr hilfreich waren, um die präzise Ausrichtung meiner Arbeit zu finden. Herrn Prof. Dr.-Ing. F. Thielecke gilt großer Dank, da er mich zu dieser Arbeit ermuntert und die Grundlagen für den Beginn dieser Arbeit gelegt hat. Jörg Dittrich danke ich für die zur Verfügung gestellten zeitlichen Freiräume, durch die letztlich die Fertigstellung der Arbeit ermöglicht wurde. Ferner war er stets ein kompetenter und hilfsbereiter Diskussionspartner.

Ich danke ebenfalls allen gegenwärtigen und ehemaligen Kollegen für die Bereitschaft zur Zusammenarbeit und Unterstützung sowie die Offenheit, die mir entgegengebracht wurde. Vielen Dank für die unzähligen Fachgespräche in allen Belangen und die angenehme freundschaftliche Atmosphäre, die eine wesentliche Voraussetzung für das Gelingen dieser wissenschaftlichen Arbeit dargestellt hat.

Meiner Frau Madlen danke ich besonders herzlich für die unermüdliche Unterstützung und die Begleitung durch Höhen und Tiefen, die ein derartiges Vorhaben mit sich bringt!

*Sven Lorenz*



*Unbemanntes Luftfahrzeug, UAV, adaptive nichtlineare Regelung, Pseudo-Control Hedging, Eingangs-Ausgangs Linearisierung, nichtlineare Vorsteuerung, Systemidentifizierung*

Sven LORENZ

Institut für Flugsystemtechnik des DLR, Braunschweig

## **Adaptive Regelung zur Flugbereichserweiterung des Technologiedemonstrators ARTIS**

Dissertation Technische Universität Braunschweig 2010,  
195 Seiten, 50 Abbildungen, 4 Tabellen, 76 Literaturstellen

Die vorliegende Arbeit beschreibt die Auslegung eines nichtlinearen adaptiven Regelungssystems. Mit den Zielen Robustheit gegenüber Modell- und Parameterunsicherheiten zu erhalten und die physikalischen möglichen Flugleistungen auszunutzen, gilt es für einen unbemannten Hubschrauber eine Vielzahl von Randbedingungen zu berücksichtigen. Als Basiswissen über die Flugdynamik des Hubschraubers stehen ein lineares Schwebeflugmodell sowie einige Anhaltspunkte zur Flugbereichsbegrenzung zur Verfügung. Auf Basis einer Methode der Eingangs-Ausgangs Linearisierung werden in Kombination mit einer während des Fluges lernenden Erweiterung die Auswirkungen von spezifischen Unsicherheiten untersucht. Die fehlende Kenntnis einiger Systemzustände stellt hierbei den begrenzenden Faktor bezüglich der adaptiven Erweiterung dar. Ein wesentlicher Schwerpunkt der Arbeit liegt in der Berücksichtigung von nicht invertierten Dynamiken bei der Erzeugung der Referenzgrößenverläufe. Gemeinsamkeiten zwischen der Methode zur Inversion der Systemdynamik und den Grundprinzipien der (linearen) Modellfolgeregelung können durch eine neue Betrachtungsweise Rückkopplungen der Streckenzustände in die Referenzmodelle vermieden werden. Anhand der Simulationsstudien wie auch an Flugversuchsergebnissen kann gezeigt werden, dass der Einsatz von adaptiven Elementen einen wesentlichen Beitrag zur Erhöhung der Robustheit gegenüber Zustandsschätz- und Parameterfehlern leisten kann. Darüber hinaus gelingt mit dem vorgestellten Ansatz eine intuitive systematische Reglerauslegung, die jederzeit durch neue Erkenntnisse hinsichtlich der Streckendynamik ergänzt werden kann und bei vollständiger Systemkenntnis letztlich die ideale Vorsteuerung des Systems ermöglicht.



*Unmanned vehicle, UAV, adaptive nonlinear control, Pseudo-Control Hedging, input-output linearisation, feedforward control, system identification*

(Published in German)

Sven LORENZ  
Institut of Flight Systems DLR, Braunschweig

## **Adaptive control for flight envelope extension of the rotorcraft UAV ARTIS**

Doctoral Thesis Technical University Braunschweig, Germany, 2010,  
195 pages, 50 figs., 4 tabs., 76 refs.

This work presents the design of a nonlinear adaptive flight control system. For its intended application in a small unmanned helicopter, the system needs to achieve the required robustness against model- and parameter uncertainties and utilize a maximum of physical capabilities while a multitude of boundary conditions are considered. Besides, basic knowledge about the flight dynamics of the helicopter plant is known only for a linear hover domain model with some preliminary envelope protection parameters. The method of input-output linearisation combined with an online learning extension is used to evaluate the influence of particular uncertainties. Especially for helicopters, unknown system states constitute the major limiting factor for adaptation. Based on similarities between the method to invert the system dynamics and the basics of a model following control scheme, it is a feasible solution to fully decouple the reference and error dynamics. Simulation studies and flight test results demonstrate that the application of adaptive elements provide a significant contribution to the increase of robustness against state estimation uncertainties and parameter errors. In addition, by using the proposed method, an intuitive systematic controller is successfully designed which can be updated any time by new findings and leads, with perfect knowledge of the system, to an ideal feedforward control law.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>13</b>
<b>1 Einführung</b>	<b>19</b>
1.1 Anforderungen an das Regelungssystem eines unbemannten Luftfahrzeugs . . . . .	19
1.2 Problemdefinitionen und Zielstellungen . . . . .	20
1.2.1 Adaptive Regelung zur Robustheitserhöhung . . . . .	22
1.2.2 Grundlage der automatischen Flugbereichserweiterung . . . . .	23
1.2.3 Vereinfachung der Stabilitätsanalyse bei Feedback Linearisierung mit Pseudo-Control Hedging . . . . .	24
1.2.4 Folgeregelungssystem auf Basis der Eingangs-Ausgangs Linearisierung . . . . .	25
1.3 Technologiedemonstrator ARTIS . . . . .	26
1.4 Aufbau und Gliederung der Arbeit . . . . .	27
<b>2 Grundlagen zur nichtlinearen Regelungsstrategie</b>	<b>29</b>
2.1 Literaturüberblick, Forschungsumfeld und ausgewählte Meilensteine der Methode . . . . .	31
2.2 Stabilitätsanalyse nach der direkten Methode von Lyapunov . . . . .	33
2.3 Interne Dynamik, Minimalphasigkeit und Definition der Nulldynamik . . . . .	35
2.4 Relativer Grad und Lie-Ableitungen . . . . .	36
2.5 Referenzgrößenvorgabe auf Basis eines linearen Referenzmodells . . . . .	38
2.6 Pseudo-Control Hedging . . . . .	40
2.7 Neuronale Netze als universelle Approximatoren . . . . .	44
2.8 Stabilitätsnachweis und Beschränktheit der Fehlergrößen der adaptiven Erweiterung . . . . .	54
2.9 Führungsregelung . . . . .	57

2.10	Folgeregelungssysteme . . . . .	58
<b>3</b>	<b>Mathematisches Modell zur Abbildung der Dynamik eines Helikopters</b>	<b>63</b>
3.1	Bewegungsgleichungen eines Starrkörpers . . . . .	64
3.1.1	Impulssatz und translatorische Bewegung . . . . .	64
3.1.2	Translation im Bahnachsensystem . . . . .	68
3.1.3	Drallsatz und rotatorische Bewegung . . . . .	69
3.1.4	Stabilitätsderivative des Starrkörpers . . . . .	71
3.1.5	Grenzen und Erweiterungen der Starrkörperdynamik . . .	72
3.1.6	Rotationsbeschleunigungen als alternative Darstellung der Rotor-Zelle Interaktion . . . . .	74
3.2	Dynamik von Systemkomponenten . . . . .	75
3.2.1	Stelldynamik . . . . .	75
3.2.2	Sensoren, Sensordynamik und Messfehler . . . . .	78
3.3	Zustandsraummodell für den Schwebeflug . . . . .	81
3.4	Festlegung von Flugbereichsbegrenzungen . . . . .	84
<b>4</b>	<b>Reglerauslegung für einen unbemannten Hubschrauber</b>	<b>87</b>
4.1	Überblick über die Reglerstruktur . . . . .	87
4.2	Stabilitätseinfluss eingebetteter Dynamiken im Referenzmodell .	90
4.3	Kombination von Referenzmodell und Feedback Linearisierung zu einem Folgeregungssystem . . . . .	95
4.4	Referenzsystem für Rotations- und Lagedynamik . . . . .	100
4.5	Referenzsystem der translatorischen Bewegung . . . . .	107
4.5.1	Modell zur Beschreibung der Translationsdynamik . . . .	107
4.5.2	Bestimmung der erforderlichen Lagewinkeländerung . . .	109
4.5.3	Inversion der Schubdynamik . . . . .	111
4.5.4	Translationsdynamik in erdfesten Polarkoordinaten . . . .	113
4.5.5	Translationsdynamik in körperfesten Koordinaten . . . .	118
4.5.6	Translationsdynamik in erdfesten kartesischen Koordinaten	123
4.6	Auslegung der linearen und nichtlinearen Rückführungen . . . .	126
4.6.1	Dynamik bei linearer Fehlerrückführung . . . . .	128
4.6.2	Einflüsse von Modellunsicherheiten auf die Fehlerdynamik	133
4.6.3	Fehlerbeobachter zur Bestimmung von Fehlergrößen . . .	135
4.6.4	Anbindung und Abstimmung des nichtlinearen Approximators . . . . .	137

<b>5</b>	<b>Bewertung des Regelungssystems</b>	<b>141</b>
5.1	Nominalverhalten in der Simulation . . . . .	143
5.1.1	Sprungvorgaben für Geschwindigkeiten und Gierwinkel . . . . .	143
5.1.2	Verhalten bei dem Erreichen der Flugbereichs- und Stell- größenbegrenzungen . . . . .	149
5.1.3	Auswirkungen bei Berechnungen mit fester Schrittweite auf Digitalrechnern . . . . .	152
5.2	Parametervariation in der Simulation . . . . .	157
5.2.1	Anpassung an Trimmfehler . . . . .	157
5.2.2	Auswirkung von Fehlern in der Zustandsschätzung . . . . .	161
5.2.3	Parametervariation in Rotationsdynamik . . . . .	163
5.3	Ausgewählte Flugversuchsergebnisse . . . . .	164
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>173</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>180</b>
<b>A</b>	<b>Anhang</b>	<b>189</b>
A.1	Koordinatensysteme . . . . .	189
A.1.1	Geodätische und flugzeugfeste Koordinaten . . . . .	189
A.1.2	Bahngeschwindigkeitsvektor in geodätischen Koordinaten	190
A.1.3	Bahngeschwindigkeitsvektor in flugzeugfesten Koordinaten	190
A.1.4	Aerodynamisches Koordinatensystem . . . . .	191
A.2	Transformationsmatrizen . . . . .	192
A.3	Parametrisierte Zustandsraummodelle . . . . .	194
A.3.1	Zustandsraumdarstellung unter Verwendung der Rotor- winkel . . . . .	194
A.3.2	Parametrisiertes Zustandsraummodell mit Drehbeschleu- nigungen als Zustände . . . . .	195
A.4	Differentiation eines Vektors nach der Zeit . . . . .	196
A.5	Winkelfehler zwischen Quaternionen . . . . .	196
A.6	Alias-Effekt . . . . .	198
A.7	Verhältnis von Sinkrate und Vorwärtsfluggeschwindigkeit . . . . .	199



# Symbolverzeichnis

## Abkürzungen

ANN	Artificial Neural Network
ARTIS	Autonomous Rotorcraft Testbed for Intelligent Systems
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
DOF	Degrees of Freedom
E/A	Eingangs-Ausgangs (Linearisierung)
EKF	Extended Kalman Filter
GPS	Global Positioning System
HHG	Heading–Hold Gyro
IMU	Inertial Measurement Unit
KOS	Koordinatensystem
MIMO	Multiple-Input-Multiple-Output
NASA	National Aeronautics and Space Administration (zivile US-Bundesbehörde für Luft- und Raumfahrt)
NDI	Nonlinear Dynamic Inversion
PWM	Puls-Weiten-Moduliert
SHL-NN	Single Hidden Layer Neural network
SISO	Single-Input-Single-Output
UAV	Unmanned (auch Uninhabited oder Unpiloted) Aerial Vehicle
VTOL	Vertical Take-Off and Landing (UAV)

## Griechische Symbole

$\alpha$	Anstellwinkel
$\beta$	Schiebewinkel
$\chi$	Bahnazimutwinkel

$\Delta$	Modellfehler
$\eta$	skalare Lernrate
$\gamma$	Bahnneigungswinkel
$\Gamma_V$	Lernrate für die Gewichte des Eingangslayers
$\Gamma_W$	Lernrate für die Gewichte des Ausgangslayers
$\lambda$	Parameter zur Beeinflussung des Vergessensterms der modifizierten Lerngesetze
$\mu$	Hängewinkel
$\omega_0$	Eigen(kreis)frequenz
$\sigma(\dots)$	Sigmoide Aktivierungsfunktion
$\tau_f$	Rotorzeitkonstante
$\underline{\chi}$	Vektor der Fehlergrößen
$\underline{\omega}$	Vektor der Drehgeschwindigkeiten
$\underline{\xi}$	Teilzustandsvektor nach der E/A Linearisierung
$\underline{\zeta}^T$	(Zeilen-)vektor der gefilterten Fehlergrößen $\underline{\zeta}^T = \underline{\chi}^T \mathbf{P}_E \mathbf{B}_E$

### Indizes, hochgestellt

$(X)$	bezüglich $X$ , z. B. $M^{(X)} =$ Moment bezüglich des Drehpunktes $X$
$\hat{X}$	erwarteter bzw. geschätzter Wert von $X$
$f$	Beschreibung gegenüber dem körperfesten Koordinatensystem
$i$	Beschreibung gegenüber dem inertialen Koordinatensystem
$if$	Transformation vom körperfesten in das inertielle Koordinatensystem
$T$	Transponiert

### Lateinische Symbole

<b>A</b>	System- oder Stabilitätsmatrix
<b>B</b>	Steuermatrix
<b>C</b>	Ausgangsmatrix
<b>J</b>	Trägheitstensor
<b>K</b>	Matrix von Rückführverstärkungen
<b>N</b> ( $\underline{x}$ )	Matrix der Lie Ableitungen/ Entkoppelungsmatrix eines Systems
$\underline{u}$	Vektor der Eingangsgrößen
$\underline{g}, g$	Vektor, Betrag der Gravitationsbeschleunigung
$\underline{H}$	Drehimpuls- oder Drallvektor

$\underline{M}$	Momentenvektor
$\underline{m}(\underline{x})$	Vektor der Lie Ableitungen der Ausgangsfunktion $h$ entlang $f(\underline{x})$
$\underline{p}$	Impulsvektor eines Körpers
$\underline{q}$	Quaternion: $q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$
$\underline{R}$	resultierender Luftkraftvektor
$\underline{r}$	Ortsvektor
$\underline{v}$	Geschwindigkeitsvektor
$\underline{v}$	Pseudo-Steuergrößenvektor
$\underline{z}$	Störgrößenvektor
$\underline{x}$	Zustandsvektor, Vektor der Zustandsgrößen
$a, b$	Winkel der Rotorscheibe
$a_i$	Koeffizienten der Systemmatrix
$C_i$	Kraftbeiwert (dimensionslos), mit $i = A, W, Q, X, Y, Z$
$c_i$	$i$ -te Verstärkungsfaktor einer Fehler- bzw. Zustandsrückführung
$D$	Dämpfungsfaktor
$e$	Fehlergröße, z. B. $y - y_R$
$F$	Kraft
$L, M, N$	Komponenten des Momentenvektor
$m$	Masse
$p, q, r$	körperfeste Drehraten (Elemente eines Drehratenvektors $\underline{\omega}$ )
$t$	Zeit
$V$	Matrix der Netzhewichte des Eingangslayers eines neuronalen Netzes
$v$	Geschwindigkeit
$V(\underline{x})$	Lyapunov Funktion/ Analogie zur Gesamtenergie eines Systems
$V_k$	Betrag des Bahngeschwindigkeitsvektors
$W$	Matrix der Netzhewichte des Ausgangslayers eines neuronalen Netzes
$W, Q, A$	Widerstandskraft, Querkraft und Auftriebskraft in Newton
$v_i$	$i$ -te Pseudosteuergröße

### Weitere Symbole

$\bar{Z}^*$	obere Schranke der aktuellen Matrix der Netzhewichte
$\hat{\mathbf{F}}(\underline{x}, \underline{u})$	fehlerbehaftetes Modell eines Systems, z. B. $= \hat{f}(\underline{x}) + \hat{g}(\underline{x}) \cdot \underline{u}$
$\tilde{\mathbf{V}}$	Differenz zwischen aktueller und optimaler Matrix der Eingangsgewichte

$\widetilde{\mathbf{W}}$	Differenz zwischen aktueller und optimaler Matrix der Ausgangsgewichte
$\mathbf{A}_E$	Systemmatrix der Fehlerdifferentialgleichung
$\mathbf{B}_P$	Pseudoinverse
$\mathbf{F}(\underline{x}, \underline{u})$	exaktes Modell eines Systems, z. B. $= f(\underline{x}) + g(\underline{x}) \cdot \underline{u}$
$\mathbf{P}_E, \mathbf{Q}_E$	Matrizen der Lyapunov-Gleichung
$\text{sgn}(\dots)$	Vorzeichen eines Elements
$\text{Spur}(\dots)$	Spur einer Matrix
$\partial$	partielle Ableitung
$k_{r0}, k_{r1}$	Parameter der robustifizierenden Erweiterung
$L_f g$	Lie-Ableitung/ Ableitung von $g$ entlang von dem Vektorfeld $\mathbf{f}(\underline{x})$
$L_f h$	Lie-Ableitung/ Ableitung der Ausgangsfunktion $h$ entlang dem Vektorfeld $\mathbf{f}(\underline{x})$
$L_f^r h$	$r$ -te Ableitung von $h$ entlang von dem Vektorfeld $\mathbf{f}(\underline{x})$
$T_{gf}$	Transformationsmatrix, körperfest nach geodätisch
$u = G_A(u_c)$	Übertragungsverhalten eines Aktuators (nicht notwendigerweise funktional)
$y^{(i)}(t)$	$i$ -te Ableitung nach der Zeit

### Indizes, tiefgestellt

$\bar{k}$	Zwischenkoordinatensystem (bahnfest um $\mu$ gedrehtes KOS)
$a$	aerodynamisches Koordinatensystem
$c$	kommandierte Größe/ Vorgabegröße
$col$	kollektive Blattverstellung am Hauptrotor
$cR$	Beschreibung der Fehlergröße zwischen einem kommandierten Wert und einer Referenzgröße
$DC$	Anteil der Fehlerrückführung (engl. <i>Dynamic Compensator</i> )
$f$	körperfestes Koordinatensystem
$g$	geodätisches Koordinatensystem
$h$	Hedginganteil der Pseudo-Steuergröße
$i$	inertiales Koordinatensystem
$lat$	lateral ...
$lon$	und longitudinal, z. B. Zuordnung der Stellgrößen an der Taumelscheibe
$ped$	Steuergröße der Gierrate
$R$	Referenzgröße eines Referenzmodells

---

<i>r</i>	Anteil der robustifizierenden Erweiterung
<i>r</i>	rotorfestes Koordinatensystem
<i>rot</i>	bezüglich rotierender Teile
<i>x</i>	Komponente in <i>x</i> -Richtung eines Koordinatensystems
<i>y</i>	Komponente in <i>y</i> -Richtung eines Koordinatensystems
<i>z</i>	Komponente in <i>z</i> -Richtung eines Koordinatensystems

---