

# Auslegung robuster Autopilotenfunktionen mit nichtlinearer dynamischer Inversion

G. Looye, J. Bals

Institut für Robotik und Mechatronik Oberpfaffenhofen  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR)  
82234 Weßling  
Tel.: +49 (8153) 28-1068, Email: [gertjan.looye@dlr.de](mailto:gertjan.looye@dlr.de)

## Kurzfassung

Der vorliegende Beitrag behandelt die Anwendung der nichtlinearen dynamischen Inversion zur Auslegung eines robusten Lagereglers für ein Zivilflugzeug. Dieser Regler dient zur Verbesserung der Flugeigenschaften einschließlich der Stabilität der Flugzeugdynamik. Die erforderliche Robustheit wird durch einen mehrzieligen Multi-Modell Optimierungsansatz und lokale Robustheitskriterien erreicht. Dabei werden neben den Rückführverstärkungen auch Werte physikalischer Parameter des inversen Modells optimiert, die im Streckenmodell als unsicher gelten. Die Erzeugung der inversen Regelgesetze aus symbolischen Modelica-Flugzeugdynamikmodellen erfolgt automatisch. Der Regler wurde als Basisregler für ein automatisches Fly-by-wire Landesystem eingesetzt und in Flugversuchen erfolgreich erprobt.

## Schlüsselwörter

Flugregelung, Autopilot, nichtlineare dynamische Inversion, Feedback Linearisierung, mehrzielige Optimierung, Multi-Modell Ansatz, Objektorientierte Modellierung.

## Stand der Technik

Dynamische Inversion ist ein Spezialfall der Feedback Linearisierung [1], bei dem die Ausgangsgleichungen für die Regelgrößen  $y_1$  nur einmal differenziert werden müssen, damit die Stellgrößen  $u$  explizit in den differenzierten Gleichungen auftreten. Diese Gleichungen werden invertiert und als Regelgesetz implementiert, siehe Abb. 1. Es entsteht das lineare Übertragungsverhalten  $1/s$  zwischen den neuen Eingangsgrößen  $y_1$  und den Regelgrößen  $y_1$ . Mit Hilfe von linearen Rückführungen (z.B. PI) wird schließlich die gewünschte Dynamik erzeugt.

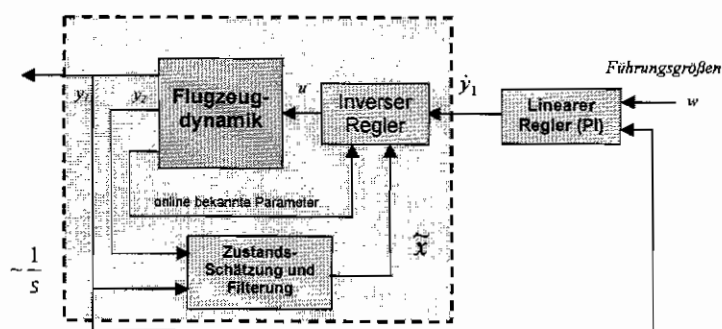


Abbildung 1: Reglerstruktur mit dynamischer Inversion



Abbildung 2: Erprobung im Landeanflug

Dieses Verfahren wurde im Bereich der Flugregelung bereits in verschiedenen experimentellen Kampfflugzeugprogrammen eingesetzt [2]. Ein großer Vorteil des Verfahrens liegt darin, dass die stark nichtlineare Flugdynamik kompensiert wird und das sonst übliche Gain-Scheduling nicht explizit erforderlich ist, um ausreichende Regelgüte für alle Konfigurationen und Flugzustände zu gewährleisten.

## Problemstellung

Bei der Anwendung der dynamischen Inversion gibt es jedoch unter anderem folgende Probleme:

- Robustheit gegenüber Modellabweichungen, da jede Abweichung eine nicht vollständige Kompensation der Nichtlinearitäten zur Folge hat,
- die Erstellung der inversen Regelgesetze inkl. Invertierung, Implementierung und Verifikation ist für komplexe Modellgleichungen aufwändig und fehleranfällig.

### Problemlösung

Ein möglicher Ansatz für das Robustheitsproblem ist die Anwendung robuster Methoden für den linearen Teil des Reglers, wie z.B.  $\mu$ -Synthese [3]. Hier wird dagegen der Ansatz einer möglichst parameterrobusten Festlegung der freien Syntheseparameter gewählt. Dazu wird mehrzielige Optimierung mit einem Multi-Modell Ansatz [4], [5] verwendet. Im Einzelnen werden dabei vier Maßnahmen kombiniert, um die geforderte Robustheit zu erreichen:

- Über den Multi-Modell Ansatz wird eine bestimmte Anzahl von worst-case Fällen bezüglich Flugzuständen und Parameterabweichungen zwischen Streckenmodell und inversem Modell parallel ausgewertet. Damit lässt sich Robustheit global, d.h. über große Parameterbereiche abdecken.
- Für jedes Modell werden neben den nichtlinearen Performanzkriterien (z.B. Anstiegszeit aus nichtlinearer Simulation) lineare, lokale Robustheitskriterien wie Phasen- und Amplitudenreserven berechnet.
- Die unsicheren physikalischen Modellparameter lassen sich in die Kategorie „online-bestimmbar“ durch Messung und Schätzung, wie z.B. Masse, und in die Kategorie „völlig unsicher“ innerhalb eines angegebenen Intervalls einteilen. Die erste Kategorie wird dem inversen Modell ständig zugeführt, was einem automatischen Gain-Scheduling gleichkommt (Abb. 1).
- In die zweite Kategorie fallen z.B. die aerodynamischen Beiwerte im Landefall. Für das inverse Modell muss ein fester Nominalwert aus dem Unsicherheitsintervall gewählt werden. Hier wird ein neuer Ansatz vorgeschlagen, diese Nominalwerte als zusätzliche Optimierungsparameter des Gesamtreglers aufzufassen. Es hat sich gezeigt, dass sowohl Regelgüte- als auch Robustheitskriterien sehr sensitiv auf diese Parameter reagieren.

Das flugdynamische Gesamtmodell wurde in der objektorientierten Modellierungssprache Modelica erstellt [6]. Durch Vertauschen von Eingangs- mit Ausgangsgrößendefinition lässt sich das inverse Modell automatisch und fehlerfrei aus dem validierten Muttermodell erzeugen [6]. Natürlich muss die Stabilität der Null-Dynamik geprüft werden. Bei der Flugdynamik tritt dieses Problem häufig auf, lässt sich jedoch mit einfachen Maßnahmen lösen.

### Ergebnis

Der Regler hat sich in Parameterstudien und Monte Carlo Simulationen als sehr leistungsfähig und robust erwiesen. Als Teil eines Autopiloten wurde der Regler im Rahmen des EU Projekts REAL (Robust and Efficient Autopilot control Laws design) in mehreren Flugversuchen erfolgreich getestet (Abb 2).

### Literatur:

- [1] Slotine, Jean Jacques E. and Li, Weiping, Applied Nonlinear Control, Prentice Hall, 1991.
- [2] Enns, Dale, Bugajski, Dan, Hendrick, Russ, and Stein, Gunter, Dynamic Inversion: An Evolving Methodology for Flight Control Design, AGARD Conference Proceedings 560: AGARD, Active Control Technology: Applications and Lessons Learned, pp. 7-1 - 7-12, Turin, Italy, May 1994.
- [3] Adams, Richard J. and Banda, Siva S., Robust Flight Control Design Using Dynamic Inversion and Structured Singular Value Synthesis, IEEE Transactions on Control Systems Technology, Vol. 1(2), June 1993.
- [4] Joos, H.-D., Varga, A., Finsterwalder, R., Bals, J.: Eine integrierte optimierungsbasierte Entwurfsumgebung für Flugregelungsaufgaben. at - Automatisierungstechnik, 47. Jahrgang, Heft 6, S. 239-248, 1999.
- [5] Kreisselmeier, G. und Steinhauser, R., Systematische Auslegung von Reglern durch Optimierung eines vektoriellen Gütekriteriums, Regelungstechnik, Heft 3, S. 76-79, 1979.
- [6] Moormann, D., Mosterman, P.J., Looye, G., Object-oriented computational model building of aircraft flight dynamics and systems. Aerospace Science and Technology, Volume 3 (3), Elsevier, April 1999.