

ENTWICKLUNG EINES MODELLPRÄDIKTIVEN, ARBEITSPUNKTABHÄNGIGEN AUTOPILOTEN FÜR EINEN UNBEMANNTEN FLUGVERSUCHSTRÄGER

M. Krings, D. Hillig, F. Thielecke

Institut für Flugzeug-Systemtechnik, Technische Universität Hamburg-Harburg
Neßpiel 5, 21129 Hamburg, Deutschland

KURZFASSUNG

Die Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges wird im Allgemeinen durch aerodynamische, strukturelle sowie systemtechnische Randbedingungen begrenzt. Um sowohl die strukturelle Integrität als auch die Steuerbarkeit eines Flugzeuges durch die gesamte Flugmission hindurch gewährleisten zu können, müssen diese Betriebsgrenzen sowohl vom Piloten (im manuellen Flug) als auch vom Autopiloten (im automatisierten Flug) zu jedem Zeitpunkt berücksichtigt werden. Eine präzise, hochautomatisierte Bahnführung unter Einhaltung aller Betriebsgrenzen eines Flugzeuges ist Ziel aktueller Forschungsarbeiten am Institut für Flugzeug-Systemtechnik der Technischen Universität Hamburg-Harburg.

Modellprädiktive Regelungsstrategien bieten im Vergleich zu anderen Regelungsverfahren die Möglichkeit, in der optimalen Regelung eines dynamischen Systems dessen Betriebsgrenzen explizit zu berücksichtigen. Basis eines solchen modellprädiktiven Autopiloten bildet ein lineares, zeitinvariantes Systemmodell, welches das Verhalten des Flugzeuges in einem dedizierten Arbeitspunkt abbildet. Um dieses lineare Systemmodell dem grundsätzlich nicht-linearen Systemverhalten des Flugzeuges nachzuführen und somit innerhalb des modellprädiktiven Autopiloten Nicht-linearitäten der Regelstrecke berücksichtigen zu können, wird eine arbeitspunktabhängige Änderung der Modell- und Regelungsparameter notwendig.

Der Vortrag fasst die wesentlichen Schritte in der Entwicklung eines modellprädiktiven, arbeitspunktabhängigen Autopiloten für den unbemannten Flugversuchsträger ULTRA-Dimona zusammen. Die Entwicklung des Autopiloten lehnt sich dabei an die in [3, 4] dargelegte Vorgehensweise an. Ausgehend von der Analyse der nichtlinearen Regelstrecke erfolgt die Auslegung des modellprädiktiven Autopiloten an einem nominalen Arbeitspunkt, welcher in der späteren Bewertung als Referenz verwendet wird. Die Erweiterung des Autopiloten zu einer arbeitspunktabhängigen Regelung innerhalb der operationellen Envelope des Versuchsträgers erfolgt in einem zweiten Schritt. Anhand von virtuellen Flugversuchen wird der entwickelte modellprädiktive, arbeitspunktabhängige Autopilot gegenüber dem arbeitspunktunabhängigen System bewertet.

LITERATUR

- [1] Krings, M., Annighöfer, B. und Thielecke, F., "ULTRA – Unmanned Low-cost Testing Research Aircraft", American Control Conference, AACC, 2013.
- [2] Krings, M. und Thielecke, F., "Ein Integrierter Ansatz für ein prädiktives Autopiloten- und Flugbereichsicherungssystem", Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2012.
- [3] Wang, L., „Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB“, Springer-Verlag London Limited, 2009.
- [4] Wang, L. und Buhr, C., „Gain Scheduled Model Predictive Control: Design and Implementation Using MATLAB“, Kurzlehrgang, American Control Conference, AACC, 2013.
- [5] Dittmar, R. und Pfeiffer, B.-M., Modellbasierte prädiktive Regelung, Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH, 2004.
- [6] Maciejowski, J., Predictive Control with Constraints, Pearson Education Limited, 2001.
- [7] Mayne, D., Rawlings, J., Rao, C., und Sokaert, P., "Constrained Model Predictive Control: Stability and Optimality", Automatica, Vol. 36, Elsevier Science Ltd., 2000, S. 789–814.
- [8] Almeida, F., Trajectory Tracking with Fault-Tolerant Flight Control System: A Model Predictive Control Approach, Dissertation, Technische Universität Braunschweig, Deutschland, 2009.
- [9] Keviczky, T. und Balas, G., "Software-Enabled Receding Horizon Control for Autonomous UAV Guidance", Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA, 2005.
- [10] Keviczky, T. und Balas, G., "Flight Test of a Receding Horizon Controller for Autonomous UAV Guidance," American Control Conference, AACC, 2005, S. 3518–3523.
- [11] Joosten, D. A., van den Boom, T., und Verhaegen, M., "Fault-Tolerant Control through a Synthesis of Model-Predictive Control and Nonlinear Inversion", Fault Tolerant Flight Control: a Benchmark Challenge, Springer-Verlag GmbH, 2010, S. 319–336, GARTEUR Action Group FM/AG-16.
- [12] Joosten, D. A., van den Boom, T., and Lombaerts, T., "Computationally Efficient Use of MPC and Dynamic Inversion for Reconfigurable Flight Control," Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA, 2008.

AFST INSTITUT FÜR FLUGZEUG-SYSTEMTECHNIK

Entwicklung eines modellprädiktiven, arbeitspunktabhängigen Autopiloten für einen unbemannten Flugversuchsträger

Matthias Krings, Dennis Hillig und Frank Thielecke
 Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2014 | Augsburg 18.09.2014

AFST **TUHH**

Motivation

Systemfähigkeiten / Komplexität

Grad der Automatisierung

Flugmanagement (FM)
 Autopilot (FG)
 Basisregelung (FC)
 Flugzeugsysteme

Systemleistung / Flexibilität

AFST Entwicklung eines modellprädiktiven, arbeitspunktabhängigen Autopiloten
 Matthias Krings, Dennis Hillig, Frank Thielecke | DLRK 2014 | 18.09.2014

Folie 2 **TUHH**

Inhalt

■ Diskrete, modellprädiktive Regelung

- Modellbildung
- Optimierungsproblem mit Nebenbedingungen

■ Orthonormale Basisfunktionen

- Laguerre Funktionen
- Änderungen am Optimierungsproblem

■ Arbeitspunktabhängige Regelung

- Auswahl möglicher Arbeitspunkte
- Aufbau und Eigenschaften der Regelung

■ Zusammenfassung

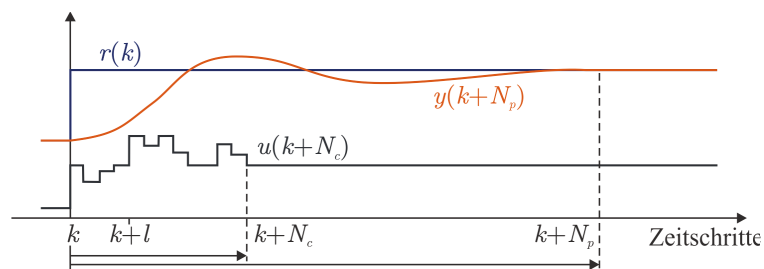
Flugbahnführung mittels diskreter, modellprädiktiver Regelung

Ziel:

- finde eine Steuerfolge, welche über einen endlichen Zeithorizont das Antwortverhalten des Flugzeuges unter Berücksichtigung von Flugbereichs- und Systemgrenzen optimiert.

Prinzip

- Auf Basis eines zeitdiskreten, dynamischen Systemmodells des zu regelnden Prozesses wird die zukünftige Systemantwort in Abhängigkeit einer Steuerfolge geschätzt.
- Auf Basis dieser Vorhersage wird, im Sinne einer Gütefunktion, die Steuerfolge optimiert.



Diskrete, modellprädiktive Regelung – Modellbildung

Ausgangspunkt – diskretes Systemmodell

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_m(k+1) &= \mathbf{A}_m \mathbf{x}_m(k) + \mathbf{B}_m \mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}_m \mathbf{x}_m(k) \end{aligned}$$

- mit: m Eingängen, n Zuständen und q Ausgängen

Erweitertes, inkrementelles Zustandsraummodell

- weder Eingangs- noch Zustandsvektor im Gleichgewichtszustand müssen bekannt sein
- präzise Führung auf konstanten Flugbahnen
- Unterdrückung konstanter Störungen ohne bleibende Regelabweichung

$$\Delta \mathbf{x}_m(k+1) = \mathbf{x}_m(k+1) - \mathbf{x}_m(k)$$

$$\Delta \mathbf{u}(k) = \mathbf{u}(k) - \mathbf{u}(k-1)$$

$$\underbrace{\begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x}_m(k+1) \\ \mathbf{y}(k+1) - \mathbf{r}(k) \end{bmatrix}}_{\mathbf{x}(k+1)} = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{A}_m & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}_m \mathbf{A}_m & \mathbf{I} \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x}_m(k) \\ \mathbf{y}(k) - \mathbf{r}(k) \end{bmatrix}}_{\mathbf{x}(k)} + \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{B}_m \\ \mathbf{C}_m \mathbf{B}_m \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}} \Delta \mathbf{u}(k)$$

$$\mathbf{y}(k) - \mathbf{r}(k) = \underbrace{\begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \end{bmatrix}}_{\mathbf{C}} \underbrace{\begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x}_m(k) \\ \mathbf{y}(k) - \mathbf{r}(k) \end{bmatrix}}$$

Diskrete, modellprädiktive Regelung – Optimierungsproblem

Gütefunktion und Optimierungsproblem

- Minimierung einer über den Vorhersagehorizont N_p definierten quadratische Gütefunktion J
- positiv semidefinite Wichtungsmatrix \mathbf{Q} und positiv definite Wichtungsmatrix \mathbf{R}
- $\mathbf{x}(k+l|k)$ ist der für den Zeitpunkt $k+l$ geschätzte Zustandsvektor auf Basis der aktuellen Systeminformation $\mathbf{x}(k)$

$$\min_{\{\Delta \mathbf{u}(k+j|k)\}_{j=1}^{N_c}} J = \sum_{l=1}^{N_p} \mathbf{x}(k+l|k)^T \mathbf{Q} \mathbf{x}(k+l|k) + \sum_{j=1}^{N_c} \Delta \mathbf{u}(k+j)^T \mathbf{R} \Delta \mathbf{u}(k+j)$$

in Abhängigkeit von: $\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A} \mathbf{x}(k) + \mathbf{B} \Delta \mathbf{u}(k)$,

$$\{\Delta \mathbf{u}(k+j|k)\}_{j=1}^{N_c} \in \Delta \mathbf{U}$$

- für die Wahl eines unendlichen Steuer- und Vorhersagehorizonts (N_c und N_p) konvergiert die Lösung des Optimierungsproblems gegen die Lösung der DLQR

Lineare Ungleichheitsbedingungen

- Flugbereichs- und Systemgrenzen lassen sich in lineare Ungleichheitsbedingungen überführen und nach der inkrementellen Änderung der Steuergrößen $\Delta \mathbf{u}$ parametrisieren
- die Suche nach der optimalen Lösung geht damit in ein quadratisches Programmierungsproblem (QP) über

Anwendungsbeispiel – der Flugversuchsträger ULTRA-Dimona

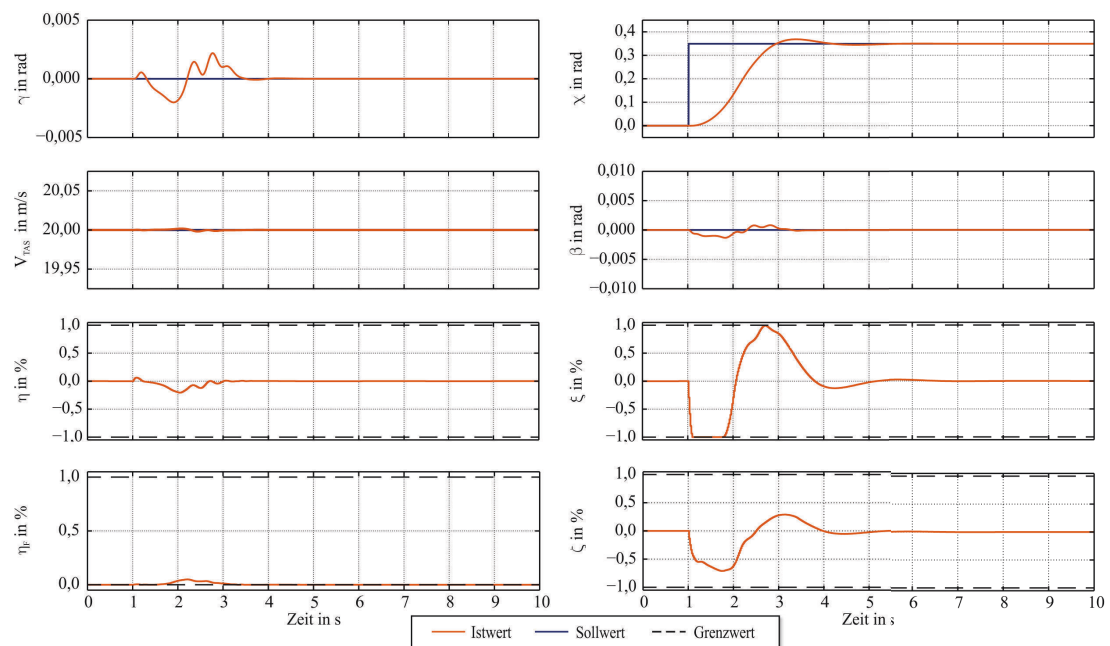


ULTRA-Dimona – unbemannter Flugversuchsträger

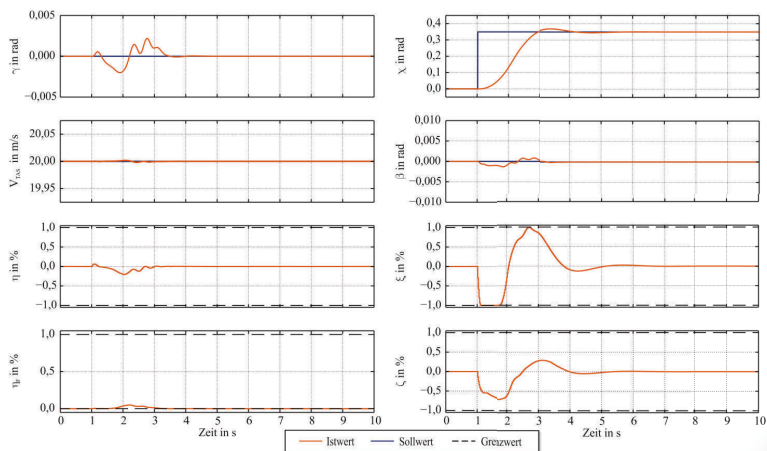
Auslegungskriterien

- Vorhersagehorizont: $N_p = 5.0 s$ (Taufelschwingung: $T_{DR} \leq 5.0 s$)
- Steuerhorizont: $N_c = 2.5 s$
- Schrittweite: $\Delta t = 0.02 s$
- Steuergrößen: $\mathbf{u} = [\eta \ \xi \ \zeta \ \eta_F]^T$ begrenzt auf $|u| \leq 1$ bzw. $\eta_F = [0; 1]$
- Regelgrößen: $\mathbf{y} = [\gamma \ V_{TAS} \ \chi \ \beta]^T$
- Auslegungspunkt: stationärer, horizontaler Geradeausflug ($V_{TAS} = 20 m/s$, $H = 200 m$)

Anwendungsbeispiel – diskrete, modellprädiktive Flugbahnführung



Anwendungsbeispiel – diskrete, modellprädiktive Flugbahnführung



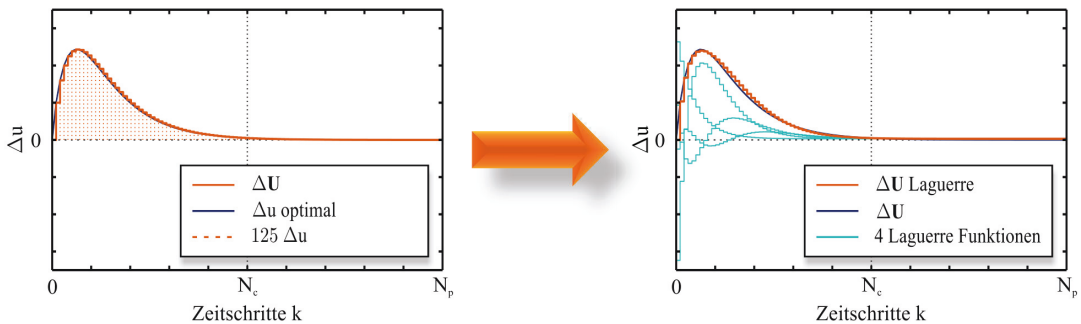
Optimierungsproblem

- Anzahl Optimierungsvariablen: 500
- Anzahl der Nebenbedingungen: 1000
- Rechenzeit pro Optimierungsschritt: $\Delta t_{max} = 2.207 s / \Delta t_{mean} = 0.5264 s$
- System: Matlab/Simulink 64Bit @ 3,1 GHz Intel Xeon 64GB
- QP-Lösungsverfahren nach Hildreth



Laguerre Funktionen

- Der optimale Verlauf der Steuergrößen $\Delta u(k)$ wird für $k = 1, 2, \dots, N_c - 1$ durch die Steuerfolge ΔU definiert und für den dann folgenden Zeitraum $k = N_c, N_c + 1, \dots, N_p$ zu Null angenommen.
- Werden zur Beschreibung des Steuersignals gewichtete orthonormale Basisfunktionen verwendet, lässt sich die Anzahl der Optimierungsparameter (N) deutlich reduzieren.



- Verwendung von diskreten Laguerre Funktionen als orthonormale Basisfunktionen

$$\Gamma_N(z) = \frac{\sqrt{1-a^2}}{1-az^{-1}} \left[\frac{z^{-1}-a}{1-az^{-1}} \right]^{N-1} \quad \text{mit } 0 \leq a \leq 1$$

DMPC auf Basis von Laguerre Funktionen

- Steuerfolge $\Delta \mathbf{U}$ wird durch einen Satz von Laguerre Funktionen $\mathbf{l}_1(k), \mathbf{l}_2(k), \dots, \mathbf{l}_N(k)$ abgebildet

$$\Delta \mathbf{u}(k) = \sum_{i=1}^N c_i \mathbf{l}_i(k) = \mathbf{L}(k)^T \boldsymbol{\eta} \quad \text{mit} \quad \boldsymbol{\eta} = [c_1 \ c_2 \ \dots \ c_N]^T$$

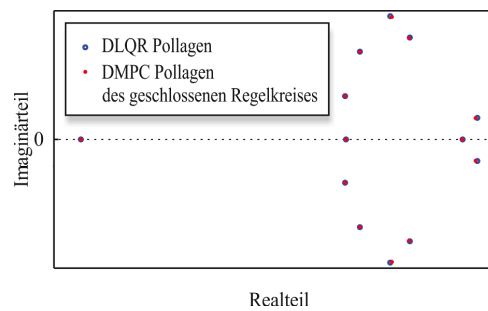
- Minimierung der Gütefunktion in Abhängigkeit des Koeffizientenvektors $\boldsymbol{\eta}$ des Laguerre Netzwerks

$$\min_{\{\eta_j\}_{j=1}^N} J = \sum_{l=1}^{N_p} \mathbf{x}(k+l|k)^T \mathbf{Q} \mathbf{x}(k+l|k) + \sum_{j=1}^N \eta_j \mathbf{R}_j \eta_j$$

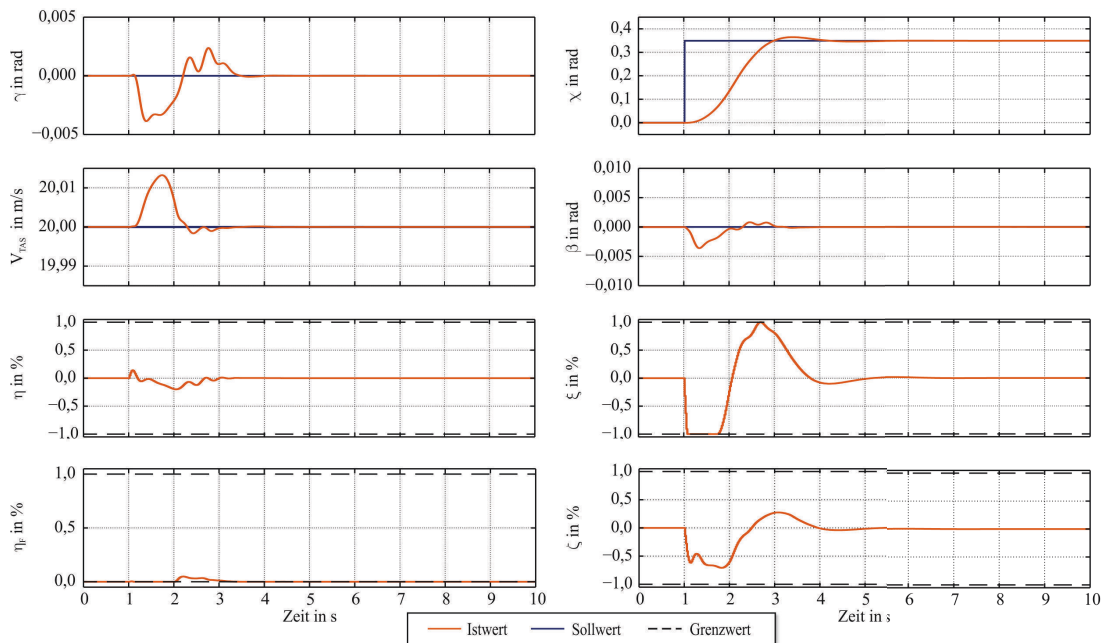
in Abhängigkeit von: $\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A} \mathbf{x}(k) + \mathbf{L}(k)^T \boldsymbol{\eta}$,

$$\mathbf{L}(k)^T \boldsymbol{\eta} \in \Delta \mathbf{U}$$

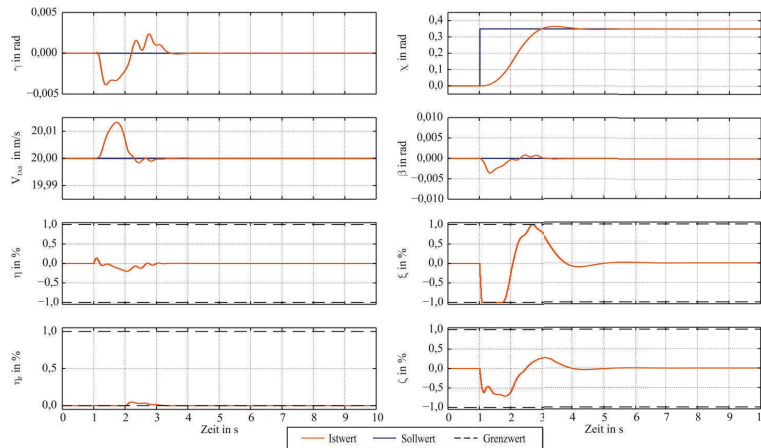
- der Pol a der Laguerre Funktionen sowie deren maximale Ordnung N sind Tuning-Parameter des DMPC-Verfahrens



Anwendungsbeispiel – rechenzeitoptimierte Flugbahnführung



Anwendungsbeispiel – rechenzeitoptimierte Flugbahnführung



Optimierungsproblem

- Anzahl Optimierungsvariablen: 32
- Anzahl der Nebenbedingungen: 8
- Rechenzeit pro Optimierungsschritt: $\Delta t_{max} = 0.0029 s$, $\Delta t_{mean} = 0.0001 s$
- System: Matlab/Simulink 64Bit @ 3,1 GHz Intel Xeon 64GB
- QP-Lösungsverfahren nach Hildreth



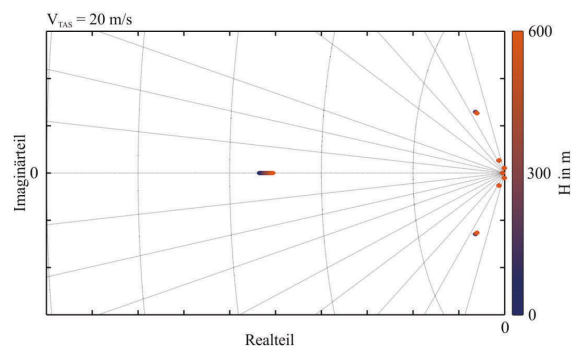
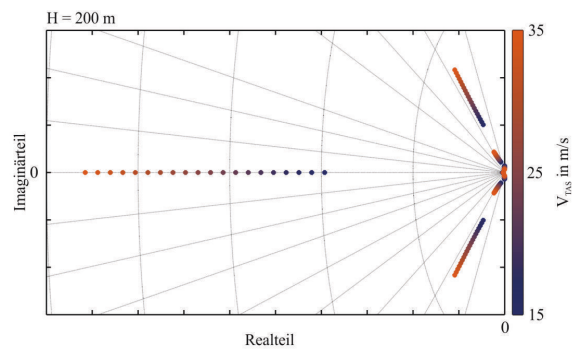
Anwendungsbeispiel – Analyse der nichtlinearen Regelstrecke

Auslegungskriterien

- stationärer, horizontaler Geradeausflug
- Geschwindigkeit: $V_{TAS} = 15 - 35 m/s$
- Flughöhe: $H = 0 - 600 m$

Auswahl der Arbeitspunkte

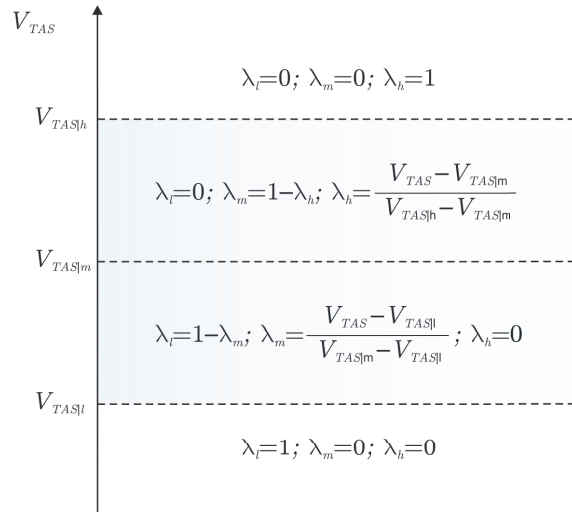
- Fluggeschwindigkeit als Kriterium
- $$V_{TAS}|l = 15 m/s$$
- $$V_{TAS}|m = 20 m/s$$
- $$V_{TAS}|h = 30 m/s$$



Arbeitspunktabhängige, modellprädiktive Regelung

Lineare Interpolation zwischen den Arbeitspunkten

- Definition der Wichtungparameter λ_l , λ_m und λ_h
- Modifikation der quadratischen Gütefunktion

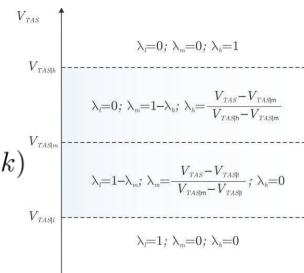


Arbeitspunktabhängige, modellprädiktive Regelung

Lineare Interpolation zwischen den Arbeitspunkten

- Definition der Wichtungparameter λ_l , λ_m und λ_h
- Modifikation der quadratischen Gütefunktion

$$\min_{\{\eta_j\}_{j=1}^N} J = \sum_{l=1}^{N_p} \mathbf{x}(k+l|k)^T (\lambda_l \mathbf{Q}_l + \lambda_m \mathbf{Q}_m + \lambda_h \mathbf{Q}_h) \mathbf{x}(k+l|k) + \sum_{j=1}^N \eta_j (\lambda_l \mathbf{R}_{j|l} + \lambda_m \mathbf{R}_{j|m} + \lambda_h \mathbf{Q}_{j|h}) \eta_j$$



Änderung des Betriebszustandes

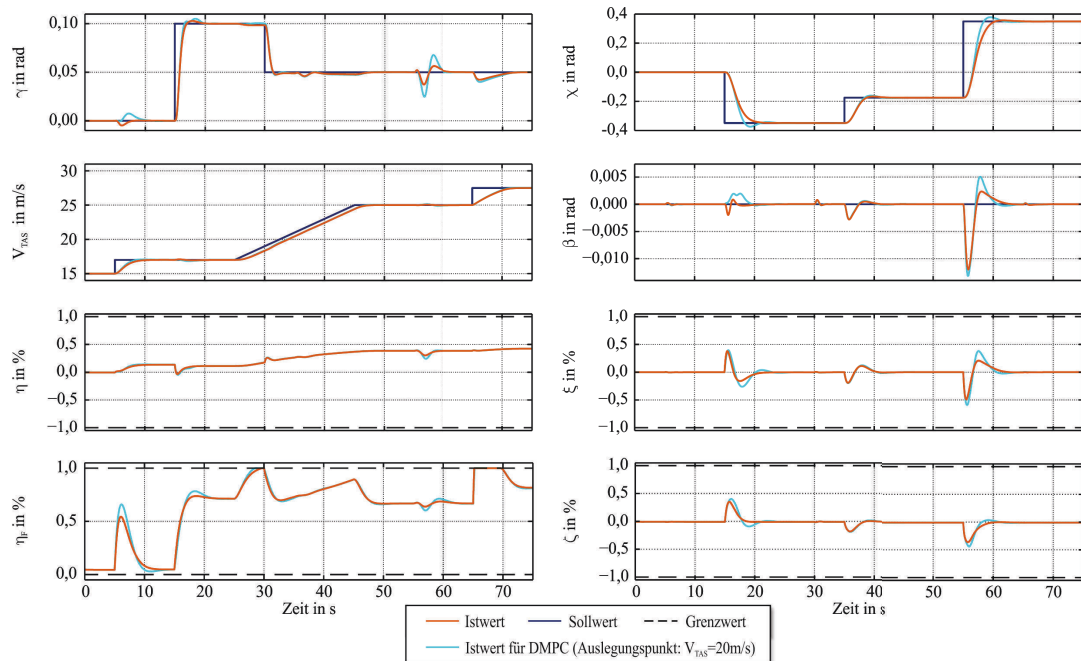
- Vermeidung von Schalteffekten durch inkrementelle Berechnung der Steuergrößen

$$\mathbf{u}(k) = \mathbf{u}(k-1) + (\lambda_l \mathbf{L}_l(k)^T + \lambda_m \mathbf{L}_m(k)^T + \lambda_h \mathbf{L}_h(k)^T) \boldsymbol{\eta}$$

- Vermeidung von Unstetigkeiten in der Zustandstransition durch Nutzung eines gemeinsamen Zustandsvektors
- keine Mehrdeutigkeiten bzgl. des Gleichgewichtszustandes

$$\mathbf{x}(k+1) = (\lambda_l \mathbf{A}_l + \lambda_m \mathbf{A}_m + \lambda_h \mathbf{A}_h) \mathbf{x}(k) + (\lambda_m \mathbf{L}_m(k)^T + \lambda_h \mathbf{L}_h(k)^T) \boldsymbol{\eta} \quad \text{mit} \quad \mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{x}(k) \\ \mathbf{y}(k) - \mathbf{r}(k) \end{bmatrix}$$

Anwendungsbeispiel – arbeitspunktabhängige Flugbahnführung



Zusammenfassung

Motivation

- explizite Berücksichtigung von Flugbereichs- und Systemgrenzen in der Flugbahnführung
- leistungsoptimierte, automatisierte Flugbahnführung

Diskrete, modellprädiktive Regelung

- erweitertes, inkrementelles Zustandsraummodell
- Formulierung des Optimierungsproblems
- Effizienzsteigerung durch Laguerre Funktionen
- Erweiterung auf eine arbeitspunktabhängige Regelung

Anwendungsbeispiel und Ergebnisse

- virtuelle Flugversuche mit dem Flugversuchsträger ULTRA-Dimona
- optimale Flugbahnführung unter Berücksichtigung begrenzter Steuergrößen
- deutliche Verbesserung des Ergebnisses durch die arbeitspunktabhängige Formulierung des Optimierungsproblems



Entwicklung eines modellprädiktiven, arbeitspunktabhängigen Autopiloten für einen unbemannten Flugversuchsträger
Matthias Krings, Dennis Hillig und Frank Thielecke | Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2014