

# EIN INTEGRIERTER ANSATZ FÜR EIN PRÄDIKTIVES AUTOPILOTEN- UND FLUGBEREICHSSICHERUNGSSYSTEM

M. Krings, F. Thielecke  
Technische Universität Hamburg-Harburg, Institut für Flugzeug-Systemtechnik  
Neßpriel 5, 21129 Hamburg, Deutschland

## Kurzfassung

Die Schnittstelle zwischen den unteren Automatisierungsebenen der weitgehend optimierten Basisflugregelung und den oberen Automatisierungsebenen den stark reglementierten Flugmanagement- und Flugverkehrsabläufen stellt einen potentiellen Ansatzpunkt zur Optimierung heutiger Flugsteuerungssysteme dar. Der hier präsentierte, integrierte Ansatz für ein prädiktives Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystem führt auf ein in systemkritischen Parametern begrenzten, optimalen Autopiloten, der auf der Ebene der Bahnführung Flugbereichssicherung ermöglicht ohne die Leistungsfähigkeit des Basissystems, bestehend aus Flugregelung und Flugzeug, einzuschränken. Das grundlegende Konzept und dessen Elemente, diskrete, modell-prädiktive Regelung, *Dynamic Trim* Verfahren und *Outer Loop Constraints* Ansatz, werden dargestellt und im Rahmen eines Anwendungsbeispiels für die longitudinale Bahnführung eines skalierten Flugversuchsträgers in *Matlab*<sup>®</sup>/*Simulink*<sup>®</sup> implementiert. Die Ergebnisse aus verschiedenen Simulationsläufen zeigen das Potential und die Leistungsfähigkeit des vorgeschlagenen Konzepts eines prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems, welches nicht nur Flugbereichsgrenzen sondern auch systeminterne Grenzen explizit in der Bahnführungsaufgabe berücksichtigt.

## 1 EINLEITUNG

Die Entwicklung der vergangenen zwei Jahrzehnte hat die Automatisierung wesentlicher Bereiche des Fliegens beschleunigt. Unterschiedlichste Funktionen, welche zum Beispiel den Einfluss von Böen reduzieren, den Passagierkomfort erhöhen oder ganz allgemein das Fliegen sicherer und effizienter machen, haben in heutigen Verkehrsflugzeugen Einzug erhalten. Der starke Anstieg zusätzlicher flugsituationsspezifischer Funktionalitäten und Betriebsmodi führt dabei auf komplexe und vernetzte Systemstrukturen mit, aus der Sicht der Piloten, kaum zu überblickenden Abhängigkeiten und Schaltbedingungen [1,2]. Was im normalen Betriebsablauf die Piloten erheblich entlastet, kann in abnormalen Flugsituation, und an den Grenzen der Flugenevelope, sich dramatisch in das Gegenteil verkehren. In Kombination mit der schleichenden Entkopplung des Piloten von der Flugphysik steigt das Risiko der Fehldeutung des Betriebsverhaltens und mit diesem die Möglichkeit eines sicherheitskritischen Fehlverhaltens der Besatzung [1–3]. Gerade in solchen Flugsituationen können Automatisierungssysteme an die Grenzen ihrer garantierten Funktionen stoßen und somit Systemdegradationen auftreten, sodass zum Beispiel wichtige Autopilotenfunktionen zu einem Zeitpunkt nicht mehr verfügbar sind, an dem eine Unterstützung der Piloten elementar erscheint. Durch Flugbereichssicherungs-

funktionen und vergleichsweise große Sicherheitsreserven auf jeder System- und Automatisierungsebene wird in heutigen Verkehrsflugzeugen sowohl das Risiko einer abnormalen Flugsituation als auch das Risiko einer Degradation des Flugsteuerungssystems minimiert und somit systemübergreifende Betriebssicherheit und Integrität gewährleistet [4,5].

Diese konservative Auslegung einzelner Automatisierungsebenen des Flugsteuerungssystems führt in Kombination mit restriktiven Flugbereichssicherungsfunktionen zu signifikanten, nicht nutzbaren Leistungsreserven des Gesamtsystems Flugzeug und verlangt in der aktuellen Flugsituation eine Entscheidung der Piloten, ob die maximale Systemleistung oder die maximale Systemfähigkeit benötigt wird. Bild 1 zeigt hierzu das entsprechende gegensätzliche Verhältnis von verfügbarer Systemleistung und vorhandenen Systemfähigkeiten in Abhängigkeit des Automatisierungsgrades.

Die Entwicklung von Flugsteuerungssystemen heutiger Verkehrsflugzeuge hat eine Sättigungsgrenze erreicht, die durch hohe Leistungsfähigkeit bei gleichzeitiger Erfüllung nationaler wie internationaler Zertifizierungskriterien gekennzeichnet ist. Dies führt auf gut verstandene Flugregelungsstrukturen und -konzepte, welche nicht nur die Bandbreiten und Stellwege der zur Verfügung stehenden Steuerorgane, sondern auch aerodynamische und strukturelle Betriebsgrenzen berücksichtigen [5]. Auf einer globale-

ren Ebene beschränken Flugmanagement- und Flugverkehrsregularien die individuelle Planung des optimalen Flugweges [6]. Die Schnittstelle zwischen den unteren Automatisierungsebenen der weitestgehend optimierten Basisflugregelung und den oberen Automatisierungsebenen des durch verkehrsrechtliche Randbedingungen definierten Flugmanagements stellt einen erfolgversprechenden Ausgangspunkt zur Optimierung heutiger Flugsteuerungssysteme dar. Hier lassen sich zwei wesentliche Ziele definieren:

- den leistungsoptimierten Flug – Nutzung der vollen Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems zur Führung des Flugzeuges in Notsituationen, und
- den grenzsicherheitsoptimierten Flug – Aufrechterhaltung aller Systemfähigkeiten zur sicheren Führung des Flugzeuges im Grenzbereich der Flugenvelope.

Werden diese Optimierungsziele über einen integrierten Ansatz für ein Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystem verfolgt, so führt dies gemäß Bild 1 zu einer Erhöhung der Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems auch unter Einsatz des maximalen Funktionsumfangs höherer Automatisierungsebenen.

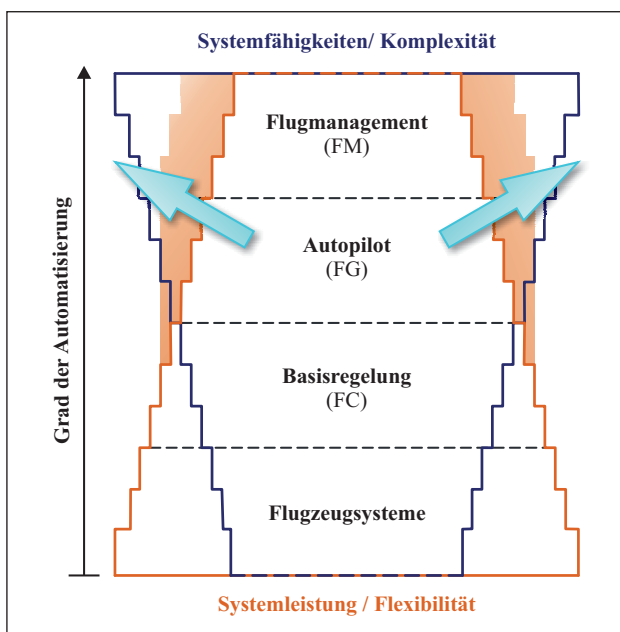


BILD 1: Optimierungspotential durch den integrierten Ansatz eines Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems

Die integrierte Betrachtung von Autopiloten- und Flugbereichssicherungsfunktionen garantiert hierbei die Sicherheit und Integrität des Gesamtsystems. Der vorgeschlagene Ansatz umfasst die in BILD 2 blau eingefärbten Elemente: 1) eine diskrete, modellprädiktive Regelung (DMPC), 2) eine Methode

zur prädiktiven Bestimmung sicherheitskritischer Parameter eines dynamischen Systems in quasi-stationären Flugzuständen (*Dynamic Trim* Verfahren, DT) und 3) einen Ansatz zur Abbildung von Systemgrenzen innerer Regelkreise auf deren Sollwertvorgaben (*Outer Loop Constraints* Ansatz, OLC). Die Kombination von DMPC, DT und OLC führt auf ein in flug- und systemkritischen Parametern begrenztes, optimales Autopilotensystem, das auf der Ebene der Bahnführung Flugbereichssicherung ermöglicht ohne die Leistungsfähigkeit des Basissystems, bestehend aus Flugregelung und Flugzeug, einzuschränken.

Die modellprädiktive Regelung (MPC) bietet im Vergleich zu anderen Regelungsverfahren die Möglichkeit, in der optimalen Regelung eines dynamischen Systems dessen Parametergrenzen explizit zu berücksichtigen [7, 8]. Unterschiedliche Veröffentlichungen zeigen die erfolgreiche Anwendung modellprädiktiver Regelung in der Luftfahrt und umfassen neben der theoretischen Analyse auch experimentelle Untersuchungen in Flugversuchen [9, 10]. Vergleichende Arbeiten im Rahmen der GARTEUR Initiativen zur robusten [11] und fehlertoleranten [12] Flugsteuerung zeigen die vielfältigen Anwendungsmöglichkeiten der MPC und deren Leistungsfähigkeit im Vergleich mit anderen modernen Regelungsverfahren, wie adaptive, nichtlineare oder robuste Regelungen. Insbesondere die Anwendungsbeispiele im Bereich fehlertoleranter Regelung sind vielfältig [13, 14] und demonstrieren die Fähigkeit der MPC auch auf schnelle Änderungen in der Flugdynamik, zum Beispiel hervorgerufen durch schwerwiegende Systemfehler, reagieren zu können. Die Anwendung von MPC-Verfahren in Echtzeit, sowie der Nachweis von Stabilität sind jedoch nach wie vor Gegenstand der Forschung [15] und sind auch in diesem Beitrag explizit zu berücksichtigen. Gerade die Kombination einer Vielzahl von Nebenbedingungen mit einer hohen Anzahl Optimierungsparameter kann bei linearen Programmen zu einem steifen Gleichungssystem und damit zu einer hohen Rechenlast führen. Für derartige Optimierungsprobleme steigt zudem das Risiko eines unzulässigen linearen Programms, welches üblicherweise durch die Einführung weicher, jedoch im Vorhinein nur schwer vorhersagbarer Parametergrenzen ausgeschlossen wird.

Um die Zahl der zu berücksichtigenden Nebenbedingungen zu minimieren und dennoch eine große Anzahl Optimierungsparameter verwenden zu können, werden in dem hier vorgestellten Ansatz lediglich Nebenbedingungen für Steuergrößen und deren inkrementelle Änderung berücksichtigt und auf diese Flugbereichs- und Systemgrenzen mittels DT-Verfahren beziehungsweise das OLC-Ansatz abgebildet. Das in Ref. [16] detailliert beschriebene *Dynamic Trim* Konzept bietet die Möglichkeit Parametergrenzen eines dynamischen Systems auf dessen Steu-

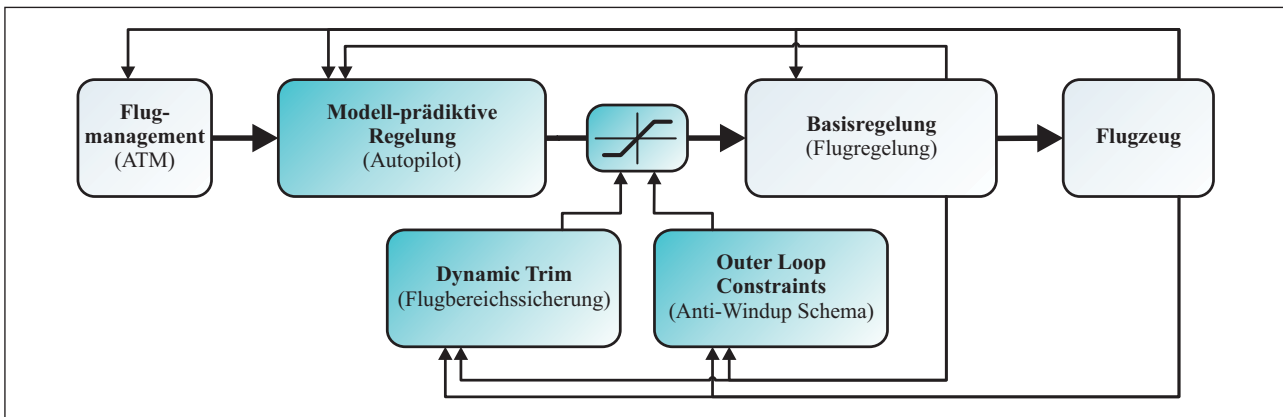


BILD 2: Grundstruktur des integrierten Ansatzes eines Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems

ergrößen prädiktiv abzubilden. Der Einsatz dieses Verfahrens als wesentlicher Teil eines Flugbereichssicherungssystems in Hubschrauber-Flugsteuerungen [17] wurde auch in Simulatorstudien und Flugversuchen erfolgreich demonstriert [18]. Um flugsteuerungsinterne Grenzen in der Sollwertvorgabe zu berücksichtigen, ist unter Voraussetzung einer zeitsynchronen Berechnung aller Steuergrößen kein prädiktives Verfahren notwendig. Mit der Kenntnis der flugsteuerungsspezifischen Übertragungsfunktionen und der zu begrenzenden Systemparameter kann hierfür eine *Outer Loop Constraints* Ansatz genannte *Anti-Windup* Strategie verwendet werden [19]. Dieser Ansatz bildet die Grenzen der Zustands- und Ausgangsgrößen einer Regelung auf deren Sollwertvorgaben ab.

Die Kombination aus modell-prädiktivem Autopiloten- und modell-prädiktivem Flugbereichssicherungssystem erhält die Struktur heutiger Flugsteuerungssysteme und damit die Möglichkeit einer schrittweisen Degradation im Fehlerfall. Die sicherheitskritische Basisflugregelung (Bild 2) bleibt unverändert und kann ohne Modifikationen als manuelles Backup genutzt werden. Die Flugbereichssicherung bleibt über die Begrenzung der Sollwertvorgaben (hier Eingaben der Piloten) durch die DT- und OLC-Algorithmen weiterhin erhalten.

Im Folgenden wird der integrierte Ansatz eines prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems, eingegrenzt durch die stark reglementierten Flugmanagement Anforderungen und den Flugregelungs- sowie Flugbereichsgrenzen des Basissystems, eingeführt und dessen Einzelelemente, die diskrete, modell-prädiktive Regelung in Abschnitt 2 sowie das *Dynamic-Trim* Verfahren und der *Outer Loop Constraints* Ansatz in Abschnitt 3, beschrieben. Das Gesamtsystem wurde im Rahmen eines Anwendungsbeispiels in *Matlab*<sup>®</sup>/*Simulink*<sup>®</sup> implementiert und erfolgreich auf Basis einer Simulation der Längsbewegung eines unbemannten Flugver-

suchsträgers demonstriert. Die Ergebnisse der Simulationsläufe zur longitudinalen Bahnführung zeigen in Abschnitt 4 das Potenzial und die Leistungsfähigkeit des prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems.

## 2 MODELL-PRÄDIKTIVER AUTOPILOT

Das Ziel einer präzisen Bahnführung unter Einhaltung aller Betriebsgrenzen [5] wird im Rahmen des modell-prädiktiven Autopiloten-Ansatzes durch die kontinuierlich wiederholte Lösung eines linearen Optimierungsproblems erreicht. Hierbei wird über einen endlichen Vorhersagehorizont ein, im Sinne einer Zielfunktion, optimaler Verlauf der Sollwertvorgabe des untergeordneten Basisregelungssystems bestimmt. Die Wahl des Streckenmodells, die Zielfunktion, sowie die Struktur der das Optimierungsproblem eingrenzenden Nebenbedingungen definieren hierbei maßgeblich das Verhalten des Autopiloten.

### 2.1 Modellbildung

Die Basis des modell-prädiktiven Autopilotensystems bildet ein zeitdiskretes, lineares, zeitinvariantes (LTI) Zustandsraummodell, welches sowohl das Verhalten des dem Autopiloten untergeordneten Basisregelungssystems als auch die Flugdynamik als solche abbildet. Ein wichtiger Bestandteil aller DMPC-Verfahren ist das *Receding Horizon* Konzept [7, 20]. Es setzt zur Schätzung und Regelung des zukünftigen Systemantwortverhaltens zwingend die Kenntnis des aktuellen Flug- und Systemzustandes und somit die Unabhängigkeit der Ausgangsgrößen  $\mathbf{y}(k)$  von den aktuellen Eingangsgrößen  $\mathbf{u}(k)$  voraus. Es lässt sich somit unter der notwendigen Bedingung:  $\mathbf{D}_m = 0$  ein diskretes Streckenmodell

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

mit dem Eingangsgrößenvektor  $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^p$ , dem Zustandsvektor  $\mathbf{x}_m \in \mathbb{R}^q$  sowie dem Vektor der zu regel-

den Ausgangsgrößen  $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^r$ ,  $r \leq p$  definieren. Um Anforderungen an die Genauigkeit der Bahnführung zu genügen, wird für die modell-prädiktive Regelung integrierendes Verhalten gefordert. Das Systemmodell in Gleichung (1) wird hierzu um  $r$  Integratoren erweitert und an Stelle der Eingangsgrößen  $\mathbf{u}(k+l)$  deren inkrementelle Änderung  $\Delta\mathbf{u}(k+l)$ ,  $l = 1, 2, \dots$

$$(2) \quad \Delta\mathbf{u}(k+1) = \mathbf{u}(k) - \mathbf{u}(k-1)$$

optimiert. Wird zusätzlich an Stelle der Zustandsgrößen  $\mathbf{x}_m(k+l)$  deren inkrementelle Änderung  $\Delta\mathbf{x}_m(k+l)$ ,  $l = 1, 2, \dots$

$$(3) \quad \Delta\mathbf{x}_m(k+1) = \mathbf{x}_m(k+1) - \mathbf{x}_m(k)$$

in einem um die Ausgangsgrößen erweiterten Zustandsvektor  $\mathbf{x} = [\Delta\mathbf{x}_m(k+1), \mathbf{y}(k+1)]^T$  berücksichtigt, so werden bei der Verwendung des Streckenmodells

$$(4) \quad \begin{aligned} \mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\Delta\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{C}\mathbf{x}(k) \end{aligned}$$

mit den Systemmatrizen

$$(5) \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_m & \mathbf{0} \\ \mathbf{C}_m\mathbf{A}_m & \mathbf{I} \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{B}_m \\ \mathbf{C}_m\mathbf{B}_m \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix}^T$$

innerhalb des DMPC-Ansatzes weder Informationen zu einem stationären Referenzzustand noch die Zustandsgrößen selbst benötigt [7].

## 2.2 Diskrete, modell-prädiktive Regelung

Über einen endlichen Vorhersagehorizont  $N_c$  wird auf Basis des Zustandsraummodells nach Gleichung (4) und dem aktuellen Flug- und Systemzustand  $\mathbf{x}(k)$  das zukünftige Systemverhalten geschätzt. Das Ziel einer Minimierung der gewichteten Differenz zwischen geschätzter  $\mathbf{y}(k)$  und vorgegebener Systemantwort  $\mathbf{r}(k)$  (siehe Bild 3) wird hier über eine gezielte Manipulation der über einen endlichen Steuerungshorizont  $N_c$ ,  $N_c \leq N_p$ :  $\Delta\mathbf{u}(k), \Delta\mathbf{u}(k+1), \dots, \Delta\mathbf{u}(k+N_c-1)$  definierten inkrementellen Steuerfolge erreicht [7].

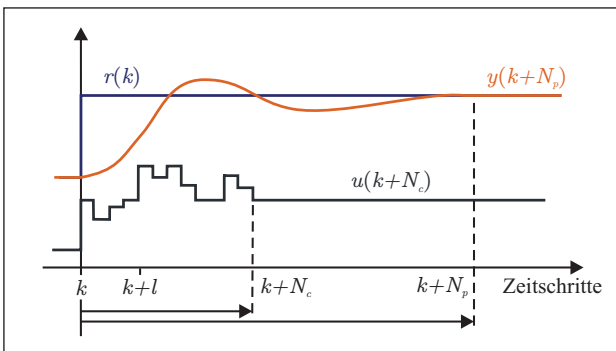


BILD 3: Diskrete, modell-prädiktive Regelung – Steuerungshorizont  $N_c$  und Vorhersagehorizont  $N_p$

Wird die zum Zeitpunkt  $k$  definierte Solltrajektorie  $\mathbf{r}(k)$  in den Zustandsvektor  $\mathbf{x}(k+l|k)$  des Streckenmodells eingebunden [21]

$$(6) \quad \mathbf{x}(k+l|k) = \left[ \Delta\mathbf{x}(k+l|k)^T (\mathbf{y}(k+l|k) - \mathbf{r}(k))^T \right]^T$$

so kann als prinzipiell frei definierbare Zielfunktion, in Anlehnung an die diskrete, linear-quadratisch-optimale Zustandsrückführung (DLQR), eine quadratische Gütefunktion  $J$  der Form

$$(7) \quad \begin{aligned} J &= \sum_{l=1}^{N_p} \mathbf{x}(k+l|k)^T \mathbf{Q}\mathbf{x}(k+l|k) \\ &+ \sum_{j=1}^{N_c} \Delta\mathbf{u}(k+j)^T \mathbf{R}\Delta\mathbf{u}(k+j) \end{aligned}$$

mit den Wichtungsmatrizen  $\mathbf{Q}$  (positiv-semidefinit) und  $\mathbf{R}$  (positiv-definit) gewählt werden. Die Lösung des Optimierungsproblems

$$(8) \quad \min_{\{\Delta\mathbf{u}(k+j|k)\}_{j=1}^{N_c}} J = \sum_{l=1}^{N_p} \mathbf{x}(k+l|k)^T \mathbf{Q}\mathbf{x}(k+l|k) + \sum_{j=1}^{N_c} \Delta\mathbf{u}(k+j)^T \mathbf{R}\Delta\mathbf{u}(k+j)$$

in Abhängigkeit von:

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\Delta\mathbf{u}(k)$$

führt auf eine optimale Folge inkrementeller Änderungen der Steuergrößen [7]. Lediglich das erste Inkrement der zunächst über den gesamten Steuerungshorizont  $N_c$  optimierten Steuerfolge wird auf die aktuellen Steuergrößen angewandt und die Optimierung unter Berücksichtigung neuer Informationen zu Flug- und Systemzustand im folgenden Zeitschritt wiederholt. Über dieses Vorgehen wird eine optimale Zustandsrückführung erreicht, welche bei der Wahl eines unendlichen Steuerungs- und Vorhersagehorizonts auf die Lösung der DLQ-Regelung konvergiert [7, 10, 20].

## 2.3 Optimierung unter Nebenbedingungen

Ein herausragendes Merkmal modell-prädiktiver Regelungen ist die bezüglich einer Gütefunktion optimale Durchführung einer Regelungsaufgabe unter expliziter Berücksichtigung harter Parametergrenzen des zu regelnden Systems [7, 8]. Aerodynamische und strukturelle Flugbereichsgrenzen sowie system-spezifische Forderungen lassen sich über Nebenbedingungen in das dem modell-prädiktiven Autopiloten zugrundeliegenden Optimierungsproblem einbinden. Generell lassen sich Parametergrenzen auf

- die inkrementelle Änderung der Steuergrößen  $\Delta\mathbf{u}_{min} \leq \Delta\mathbf{u}(k) \leq \Delta\mathbf{u}_{max}$ , auf
- die maximale Amplitude der Steuergrößen  $\mathbf{u}_{min} \leq \mathbf{u}(k) \leq \mathbf{u}_{max}$  und auf

- die maximale Amplitude der Ausgangsgrößen  
 $\mathbf{y}_{min} - \epsilon \leq \mathbf{y}(k) \leq \mathbf{y}_{max} + \epsilon$ ,  
 mit der Schlupfvariablen  $\epsilon, \epsilon > 0$ ,

über Gleichungen beziehungsweise Ungleichungen einbinden. Eine gleichzeitige Berücksichtigung harter Grenzen in Eingangs- und Ausgangsgrößen kann aufgrund des direkten funktionalen Zusammenhangs zwischen der geschätzten Systemantwort und der inkrementellen Änderung der Eingangsgrößen zu einem inkonsistenten Optimierungsproblem und damit zu Instabilität des Regelkreises führen. Dieser Zielkonflikt kann durch eine in der Zielfunktion berücksichtigte Schlupfvariable vermieden werden. Eine Verwendung weicher, veränderlicher Parametergrenzen ist jedoch nur unter Berücksichtigung ausreichend großer Abstände zu den wahren Grenzen und unter Einbuße deterministischer Vorhersagen bezüglich der eingehaltenen Grenzen möglich. Über das *Dynamic Trim* Verfahren und den *Outer Loop Constraints* Ansatz (siehe Abschnitt 3) besteht die Möglichkeit die flug- und systemspezifischen Grenzen auf die inkrementelle Änderung der Steuergröße abzubilden und somit über eine einheitliche Schnittstelle ein gezieltes *Constraints Management* einzusetzen. Die Begrenzung der inkrementellen Änderung der Steuergrößen innerhalb des modell-prädiktiven Autopiloten ist gleichzeitig eine Begrenzung der Sollwertvorgabe der untergeordneten Basisregelung und bildet somit die erforderliche Nahtstelle einer möglichen Degradations- beziehungsweise *Fail-Safe*-Strategie. Werden sämtliche Parametergrenzen auf die inkrementelle Änderung der Eingangsgrößen des DMPC-Ansatzes abgebildet, so lässt sich ein Satz linearer Ungleichungen formulieren, die als Nebenbedingungen in das Optimierungsproblem eingebunden werden können. Das Optimierungsproblem aus Gleichung (8) geht somit in das klassische Problem einer quadratischen Programmierung mit [7, 10]

$$(9) \quad \min_{\{\Delta \mathbf{u}(k+j|k)\}_{j=1}^{N_c}} J = \sum_{l=1}^{N_p} \mathbf{x}(k+l|k)^T \mathbf{Q} \mathbf{x}(k+l|k) + \sum_{j=1}^{N_c} \Delta \mathbf{u}(k+j)^T \mathbf{R} \Delta \mathbf{u}(k+j)$$

in Abhängigkeit von:

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

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

über.

## 2.4 Stabilitätsbetrachtung

Die Eigenschaft des DMPC-Ansatzes nach Gleichung (8) für große Steuerungs- und Vorhersagehorizonte auf den DLQR-Ansatz zu konvergieren, ermöglicht die Anwendung der Entwurfsverfahren und Stabilitätsnachweise für LTI-Regelungssysteme. Über die Analyse der zugeordneten *Lyapunov*-Funktion kann

das DMPC-Verhalten auf asymptotische Stabilität hin überprüft werden. Jedoch wird unter Berücksichtigung aktiver Nebenbedingungen (Gleichung (9)), das Regelgesetz nichtlinear, womit klassische Stabilitätsnachweise für LTI-Systeme nicht mehr greifen. Unter bestimmten Voraussetzungen lässt sich dennoch der Nachweis von Stabilität erbringen und die notwendige Bedingung eines Endzustandes im Gleichgewicht:  $\mathbf{x}(k+N_p|k) = 0$  durch eine hinreichende Bedingung eines Endzustandes innerhalb einer den Ursprung umfassende Menge  $X_0$  von Systemzuständen mit inaktiven Nebenbedingungen erfüllen [22]. Ist eine konventionelle Regelung, wie zum Beispiel der DLQR-Ansatz, in der Lage das System innerhalb dieser Menge  $X_0$  zu stabilisieren, so kann unter Anwendung eines als *Dual Mode Control* bezeichneten Verfahrens Stabilität erreicht werden [7, 10, 22]. Unter der Annahme eines hinreichend großen Vorhersagehorizonts führt das nichtlineare, modell-prädiktive Regelgesetz den Systemzustand unter aktiven Nebenbedingungen in die Menge  $X_0$ , in der das dem DMPC-Ansatz implizit enthaltene linear-quadratisch-optimale Regelgesetz übernimmt und unter inaktiven Nebenbedingungen den Systemzustand stabilisiert.

## 3 PRÄDIKTIVE FLUGBEREICHSSICHERUNG

Die Flug envelope moderner Verkehrsflugzeuge ist durch eine Reihe komplexer Funktionen und Abhängigkeiten auf Basis des aktuellen Flug- und Systemzustandes definiert. Neben klassischen Grenzen der Aerodynamik und der strukturellen Belastbarkeit der Flugzeugkonfiguration treten eine Vielzahl unterschiedlicher Randbedingungen, welche aus Überlegungen zur vereinfachten Steuerbarkeit des Flugzeugs, zur Verbesserung des Passagierkomforts oder zur Steigerung der Lebensdauer einzelner Systemkomponenten resultieren. Die Suche nach dem optimalen Kompromiss zwischen der geforderten Leistungsfähigkeit und der einzuhaltenden Sicherheit und Zuverlässigkeit des Gesamtsystems stellt einen wesentlichen Teil der Auslegung eines Flugsteuersystems dar [5]. Regelgrößen, Regelungsstruktur und -parameter werden üblicherweise so gewählt, dass bei maximalen Steuereingaben des Piloten, beziehungsweise Vorgaben des Autopiloten, definierte Flugbereichsgrenzen nicht überschritten werden. Jedoch können auf diesem Wege nicht alle zu begrenzenden, gegebenenfalls sicherheitskritischen Parameter berücksichtigt werden, zumal wenn diese nicht direkt geregelt, sondern vielmehr durch komplexe Abhängigkeiten über unterschiedlichste Systemzustände beeinflusst werden. Eine geeignete Kombination von Steuergrößen kann hier aufgrund einer systemimmanenten Trägheit zur Verletzung dieser Parametergrenzen führen, ohne dass eine unmittelbare

re Messung zugeordneter Systemgrößen dies verhindern kann. Erforderlich ist daher ein Flugbereichssicherungssystem, welches innerhalb eines endlichen Vorhersagehorizonts die Entwicklung begrenzter Systemparameter schätzt und auf Basis dieser Schätzung vor Erreichen der Parametergrenzen präventive Handlungsanweisungen an das Flugsteuerungssystem weiterleitet.

Der Ansatz eines modell-prädiktiven Autopilotensystems aus Abschnitt 2 berücksichtigt innerhalb des zugrunde liegenden Optimierungsproblems explizit Grenzen in Steuer-, Zustands- und Ausgangsgrößen des zu regelnden Systems und bietet somit eine natürliche Möglichkeit Flugbereichssicherungsfunktionen einzubinden. Zwei entscheidende Faktoren für ein leistungs- und degradationsfähiges Flugsteuerungssystem stellen nun die Forderungen nach

- einer gemeinsamen Basis zur Flugbereichssicherung in der Nahtstelle zwischen Autopilot und Basisregelung und nach
- einer echtzeitfähigen, numerisch stabilen und konsistenten Lösung des Optimierungsproblems

dar. Angesichts dieser Forderungen wird die systemimmanente Fähigkeit des DMPC-Ansatzes zur Schätzung begrenzter Systemparameter auf die Begrenzung der inkrementellen Änderung der Steuergrößen eingeschränkt. Über Methoden zur prädiktiven Bestimmung begrenzter Parameter eines dynamischen Systems in quasi-stationären Flugzuständen (*Dynamic Trim* Verfahren) und über einen Ansatz zur Abbildung von Begrenzungen innerhalb eines Regelkreises auf dessen Sollwertvorgabe (*Outer Loop Constraints* Ansatz) können Flugbereichs- und Systemgrenzen prädiktiv auf die Regelgrößen der Basisregelung abgebildet und somit über die Steuergrößen des Autopiloten im DMPC-Ansatz berücksichtigt werden.

### 3.1 Berücksichtigung von Flugbereichsgrenzen

Ändern sich Flug- oder Systemzustand zum Beispiel durch das Einleiten eines Manövers, so erreichen *schnelle* Zustände, wie Anstellwinkel oder Drehraten, rasch ein zugehöriges, stationäres Gleichgewicht, wohingegen *langsame* Zustände, wie Fluggeschwindigkeit oder Flugzeuglage, weiterhin mit der Zeit variieren. Ist dieser quasi-stationäre Zustand erreicht, so spricht man von *Dynamic Trim* [16].

Wird nun eine Menge  $y_{lim}$  beschränkter Systemparameter definiert, deren Extremalwert im *Dynamic Trim* erreicht wird [16, 17], so lässt sich gemäß Bild 4 ein prädiktives Verfahren definieren, dass auf Basis der aktuellen Systeminformation die zu erwartenden extremalen Parameterwerte im bevorstehenden quasi-stationären Zustand schätzt. Hierbei entspricht der Vorhersagehorizont der Anregelzeit zum Erreichen der *Dynamic Trim* Bedingung.

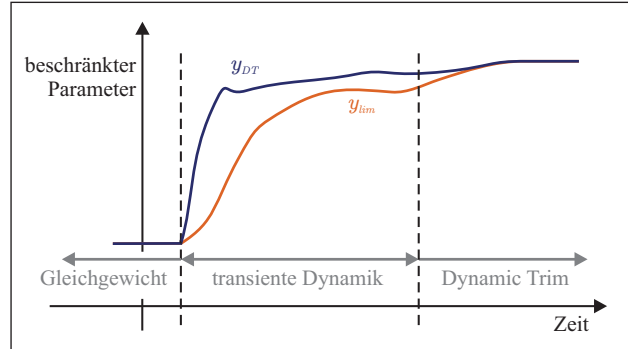


BILD 4: *Dynamic Trim* – wahre  $y_{lim}$  und geschätzte  $y_{DT}$  Änderung eines beschränkten Systemparameters

Ausgehend von einem Satz nichtlinearer Differentialgleichungen, welche das Verhalten des betrachteten Systems abbilden, wird der Zustandsvektor  $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_s, \mathbf{x}_f]^T \in \mathbb{R}^n$  in *langsame* ( $\mathbf{x}_s \in \mathbb{R}^k$ ) und *schnelle* ( $\mathbf{x}_f \in \mathbb{R}^{n-k}$ ) Zustände unterteilt:

$$(10) \quad \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}_s &= g_s(\mathbf{x}_s, \mathbf{x}_f, \mathbf{u}) \\ \dot{\mathbf{x}}_f &= g_f(\mathbf{x}_s, \mathbf{x}_f, \mathbf{u}) \\ \mathbf{y}_{lim} &= h(\mathbf{x}_s, \mathbf{x}_f, \mathbf{u}) \end{aligned}$$

Über die notwendige Bedingung des *Dynamic Trim*:  $\dot{\mathbf{x}}_f = 0$ , kann ein funktionaler Zusammenhang zwischen den zu begrenzenden Systemparametern im *Dynamic Trim*  $y_{DT}$  und den *langsamen* Systemzuständen sowie den Systemeingangsgrößen gebildet [21]

$$(11) \quad y_{DT} = f(\mathbf{x}_s, \mathbf{u}) \equiv h(\mathbf{x}_s, f_f(\mathbf{x}_s, \mathbf{u}), \mathbf{u})$$

und damit ein Erwartungswert im *Dynamic Trim* bestimmt werden. Unter der Annahme, dass eine Menge  $U_i$  von Eingangsgrößenkombinationen existiert, die einen zu begrenzenden Systemparameter  $y_i$  an dessen Grenze führen [16]

$$(12) \quad U_i = \{\mathbf{u}_{lim} : \mathbf{u}_{lim} \in \mathbb{R}^m, f_i(\mathbf{x}_s, \mathbf{u}_{lim}) = y_{i,lim}\}$$

lässt sich die Parametergrenze im Eingangsgrößenraum abbilden und eine zugehörige maximal erlaubte, inkrementelle Änderung der Eingangsgrößen  $\Delta \mathbf{u}_{lim}$  bestimmen. Eine analytische Lösung ist aufgrund nichtlinearer, komplexer Abhängigkeiten der kritischen Systemparameter von einer Vielzahl von Systemzuständen meist nicht möglich, sodass eine Linearisierung des nichtlinearen, funktionalen Zusammenhangs  $f_i$  notwendig wird

$$(13) \quad \begin{aligned} y_{i,lim}(\mathbf{x}_s, \mathbf{u}_{lim}) &= y_i(\mathbf{x}_s, \mathbf{u} + \Delta \mathbf{u}_{lim}) \\ &= f_i(\mathbf{x}_s, \mathbf{u}) + \frac{\delta f_i}{\delta \mathbf{u}} \Delta \mathbf{u}_{lim} \end{aligned}$$

und man eine leichter handhabbare, linearisierte Grenze, beschrieben durch die Menge  $L_i$

$$(14) \quad L_i = \left\{ \Delta \mathbf{u}_{lim} : \Delta \mathbf{u}_{lim} \in \mathbb{R}^m, \frac{\delta f_i}{\delta \mathbf{u}} \Delta \mathbf{u}_{lim} = \Delta y_{i,lim} \right\}$$

erhält. Bei Annäherung an die tatsächliche nichtlineare Parametergrenze wird die Näherungslösung  $L_i$  zu

einer Tangente an  $U_i$  und führt somit in entscheidenden Situationen zu einer exakten Berechnung der kritischen Steuergrößen. Die hierfür notwendige inkrementelle Änderung der Eingangsgrößen  $\Delta \mathbf{u}_{lim}$  kann über die partielle Ableitung der Funktion  $f_i$  nach den Eingangsgrößen ermittelt werden:

$$(15) \Delta y_{i|lim} \approx \mathbf{S} \Delta \mathbf{u}_{lim} \text{ mit: } \mathbf{S} = \frac{\delta f_i}{\delta \mathbf{u}}; \quad \mathbf{S} \in \mathbb{R}^{ixm}$$

Entgegen einer expliziten Auswertung von Gleichung (15) nach der inkrementellen Änderung der Eingangsgrößen  $\mathbf{u}$  [16, 17, 19] kann diese als lineare Ungleichung

$$(16) \Delta y_{i|lim} \geq \mathbf{S} \Delta \mathbf{u}$$

direkt in das Optimierungsproblem des DMPC-Ansatzes eingebunden werden [21]. Somit ergibt sich in Kombination mit dem in Abschnitt 2 vorgestellten modell-prädiktiven Autopilotensystem ein effektiver Ansatz zur Einbettung eines prädiktiven Flugbereichssicherungssystems mit dynamisch angepasster Begrenzung zukünftiger inkrementeller Steuereingangskombinationen (siehe Bild 5).

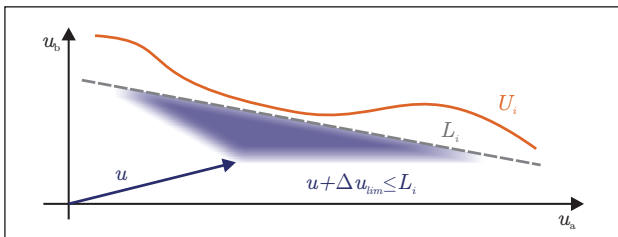


BILD 5: Flugbereichsgrenzen im Eingangsgrößenraum

### 3.2 Berücksichtigung von Systemgrenzen

Die maximal mögliche Ausgangsverstärkung eines Regelungssystems definiert sich durch eine Vielzahl unterschiedlicher systeminterner Grenzen. Gerade systemtechnische Randbedingungen wie Aktuatorstellwege oder -verfahrgeschwindigkeiten sind in der Auslegung eines Flugsteuerungssystems zu berücksichtigen. Neben mechanischen Grenzen sind auch flug- und systemzustandsabhängige Anforderungen zur Verlängerung der Lebensdauer einzelner Systemkomponenten und zum Schutz der Struktur vor Überlastung zu beachten. Innerhalb des Flugregelungssystems nicht berücksichtigte, harte Grenzen können zudem durch das Auftreten von *Integrator-Windup* zu einer Degradation der Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems führen [19].

Unter der Voraussetzung einer zeitsynchronen Berechnung aller Steuergrößen, kann auf eine prädiktive Schätzung der Parametergrenzen innerhalb des Basissystems verzichtet und diese über ein geeignetes Streckenmodell direkt auf eine Begrenzung der Sollwertvorgabe  $r_{lim}$  abgebildet werden. Ähnlich dem

DT-Verfahren aus Abschnitt 2 zielt der *Outer-Loop-Constraints* (OLC) Ansatz auf eine explizite Berücksichtigung der Systemgrenzen  $u_{lim}$  in der Sollwertvorgabe  $r$  (siehe Bild 6).

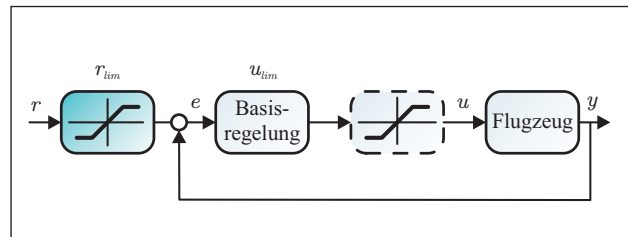


BILD 6: *Outer-Loop-Constraints* Ansatz

Aus Gründen der Vereinfachung wird der OLC-Ansatz hier am Beispiel eines SISO-Systems vorgestellt. Er lässt sich jedoch auf MIMO-Systeme übertragen. Betrachtet man zunächst das lineare Zustandsraummodell eines Reglers

$$(17) \begin{aligned} \dot{x} &= \mathbf{A}x + be \\ u &= cx + de \\ e &= r - y \end{aligned}$$

mit einer Durchgriffsverstärkung  $d \neq 0$ , so lässt sich die Sättigungsgrenze der Steuergröße  $u_{lim}$  über

$$(18) \begin{aligned} e_{lim} &= d^{-1}(u_{lim} - cx) \\ r_{lim} &= e_{lim} + y \end{aligned}$$

auf eine Begrenzung der Regelgröße  $r_{lim}$  abbilden. Systeminterne Grenzen können so auf direkte Weise über diesen funktionalen Zusammenhang in der Sollwertvorgabe der Basisregelung und somit über den inkrementellen Steuergrößenvektor  $\Delta \mathbf{U}_j$  im modell-prädiktiven Autopilotensystem berücksichtigt werden.

## 4 ANWENDUNGSBEISPIEL

Ziel ist es, die Leistungsfähigkeit des integrierte Ansatzes eines prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems auf einem unbemannten Flugversuchsträger zu demonstrieren. Die hier dargestellten Ergebnisse zeigen ein Anwendungsbeispiel auf Basis der Längsbewegung des Versuchsträgers ULTRA-Dimona und umfassen Simulationsläufe in denen die Vorgaben des Bahnwinkels und der Fluggeschwindigkeit in einer Weise variiert wurden, dass zuvor definierte System- und Flugbereichsgrenzen erreicht beziehungsweise unter inaktiver Flugbereichssicherung überschritten werden.

### 4.1 Flugversuchsträger ULTRA-Dimona

Die zunehmende Automatisierung von Flugzeugsystemen führt auf eine Reihe komplexer Fragestellungen rund um die Systemtechnik zukünftiger Flugzeuge. Hierzu gehört auch die Entwicklung neuer Konzepte im Bereich des *Hochautomatisierten Fliegens*.

Dieser Tatsache wird am TUHH-Institut für Flugzeug-Systemtechnik im Rahmen des Forschungsprojektes ULTRA (Unmanned Low-cost Testing Research Aircraft) <sup>1</sup> Rechnung getragen. Mit dem Aufbau von Flugversuchsfähigkeiten ist neben dem skalierten, unbemannten Motorsegler ULTRA-Dimona (Bild 7) eine repräsentative Entwicklungs- und Testinfrastruktur, basierend auf aus der Industrie bekannten Software- und Hardware-Lösungen, entstanden, welche sowohl *Software-In-The-Loop* als auch *Hardware-In-The-Loop* Simulationen ermöglicht.



BILD 7: Unbemannter Flugversuchsträger ULTRA-Dimona

Diese Infrastruktur stellt eine ideale Basis zur Entwicklung und Erprobung neuer Autopiloten- und Flugregelungsalgorithmen dar und wurde im Rahmen des hier gezeigten Anwendungsbeispiels genutzt.

### 4.2 Spezifikation des Anwendungsbeispiels

Der integrierte Ansatz eines prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungsystems wurde zunächst an einer linearen, zeitinvarianten Simulation der Längsbewegung des skalierten Flugversuchsträgers ULTRA-Dimona getestet. Ausgehend von einem Streckenmodell der Längsbewegung nach Ref. [5]

$$\begin{aligned}
 \mathbf{u} &= [\delta\eta \ \delta\eta_F]^T \\
 (19) \quad \mathbf{x} &= [\delta q \ \delta\alpha \ \delta V_{TAS} \ \delta\gamma]^T \\
 \mathbf{y} &= [\delta V_{TAS} \ \delta\gamma \ \delta q \ \delta\Theta \ \delta n_z]^T
 \end{aligned}$$

wurde eine Basisregelung bestehend aus Nickdämpfer und Nicklageregelung ausgelegt. Das entsprechende zeitinvariante Zustandsraummodell

$$\begin{aligned}
 \mathbf{u} &= [\delta q, \Theta, \Theta_{cmd}]^T \\
 (20) \quad x &= \eta_{cmd} \\
 y &= \eta
 \end{aligned}$$

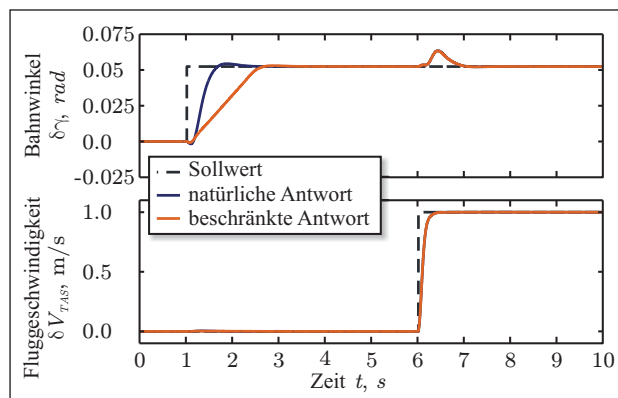
bildet zusammen mit Gleichung 19 und in Übereinstimmung mit Abschnitt 2 und Abschnitt 3.1 das Streckenmodell des Basissystems. Die für den in Abschnitt 3.2 dargestellten OLC-Algorithmus benötigten Systeminformationen können ebenfalls aus dem Zustandsraummodell der Basisregelung abgeleitet wer-

den. Die Schnittstelle zwischen Autopilot und Basisregelung bilden die Größen Nicklagewinkel  $\Theta_{cmd}$  und Schubhebelstellung  $\eta_F$ . Folgende Testspezifikation wurde für das Anwendungsbeispiel definiert:

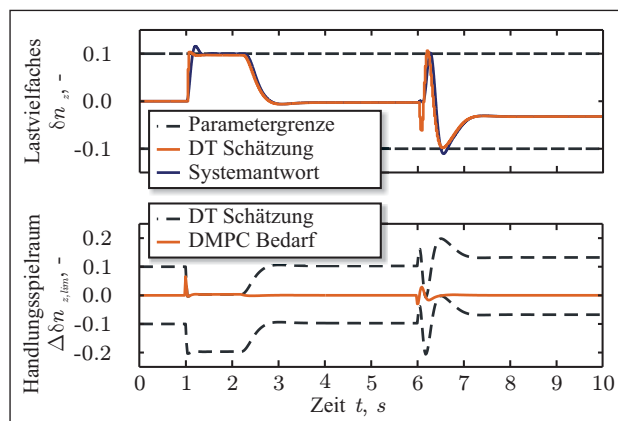
- Sollwertvorgaben: Flugbahnwinkel  $\gamma$  und wahre Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$ ,
- Flugbereichsgrenzen: minimaler/maximaler Nicklagewinkel  $\Theta$  und minimales/maximales Lastvielfaches  $n_z$  sowie
- Flugzeug-Systemgrenzen: minimaler/maximaler Höhenruderausschlag  $\eta$  und minimale/maximale Schubhebelstellung  $\eta_F$ .

### 4.3 Simulationsergebnisse

Während eines Simulationslaufs von  $\Delta t = 10s$  wurden die Sollwertvorgaben so variiert, dass das Flugzeug die definierten Flugbereichs- und Systemgrenzen erreicht: zum Zeitpunkt  $t = 1s$  erfolgte ein Sprung in der Flugbahnwinkelvorgabe  $\Delta\gamma_{cmd} = 3deg$  und zum Zeitpunkt  $t = 6s$  ein Sprung in der Geschwindigkeitsvorgabe  $\Delta V_{TAS,cmd} = 1m/s$ . Die entsprechenden Simulationsergebnisse sind in Bild 8 und Bild 9 dargestellt.



(a) Sollwertvorgabe und Antwortverhalten



(b) Lastvielfaches und maximaler Handlungsspielraum

BILD 8: Berücksichtigung von Flugbereichsgrenzen

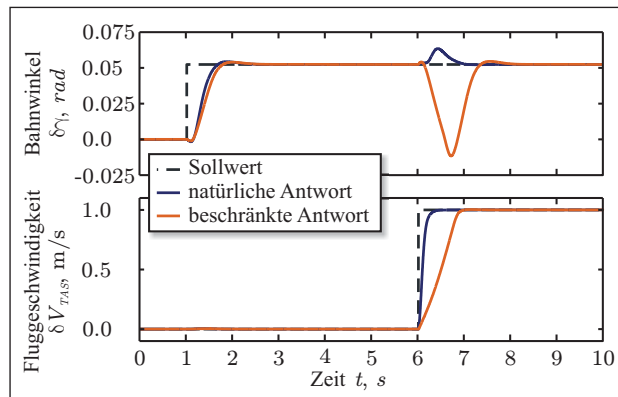
<sup>1</sup>Das ULTRA-Projekt: [www.fst.tu-harburg.de/ultra](http://www.fst.tu-harburg.de/ultra)



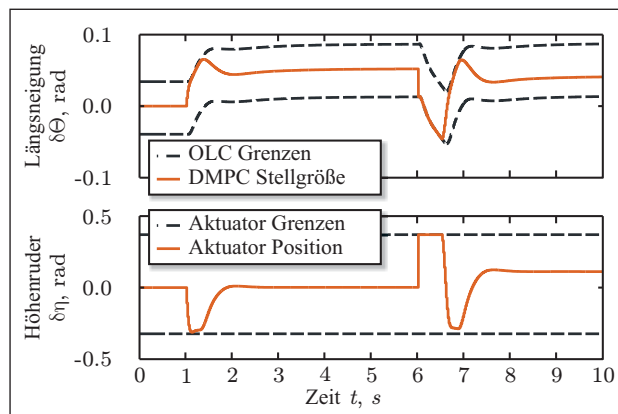
Bild 8(a) zeigt neben dem Verlauf der Sollwertvorgaben die Flugzeugreaktion für einen im maximalen Lastvielfachen beschränkten und einen unbeschränkten Flug. Die Begrenzung des Lastvielfachen  $n_z$  hat einen maßgeblichen Einfluss auf die maximale Änderungsrate des Bahnwinkels  $\dot{\gamma}$  (Bild 8(b)). Für das Intervall  $t = [1, 2.5]s$  liegt sowohl der Erwartungswert des *Dynamic Trim* Algorithmus als auch der tatsächliche Verlauf des Lastvielfachen nahe der definierten, oberen Parametergrenze. Obwohl der durch das *Dynamic Trim* Verfahren berechnete Handlungsspielraum hinsichtlich des Lastvielfachen eingehalten wird (Bild 8(b)), überschreitet der tatsächliche Wert innerhalb der Anregelzeit kurzzeitig das maximale Lastvielfache. Die bei kleinen Flugzeugen potentiell hohen Änderungsraten des Lastvielfachen führen implizit zu einem relativ kurzen Vorhersagehorizont des *Dynamic Trim* Verfahrens und somit in Kombination mit der für das Flugsteuerungssystem gewählten Abtastrate  $\Delta t = 20ms$  zu einer verzögerten Reaktion des prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems. Bei bekannter Flug- und Systemdynamik und einer auf diese abgestimmten Abtastrate kann das maximale Überschwingen bestimmt und in der Auslegung berücksichtigt werden.

Die Einhaltung definierter Flugzeug-Systemgrenzen über eine Kombination von DMPC- und OLC-Ansatz zeigt Bild 9. Die maximale Schubhebelstellung kann aufgrund der Struktur des Streckenmodells direkt als Nebenbedingung in den modell-prädiktiven Autopiloten eingebracht werden, wohingegen die Begrenzung des Höhenruderausschlags über das OLC-Verfahren auf eine Begrenzung des Nicklagewinkels abgebildet wird. Bild 9(b) zeigt den über das OLC-Verfahren definierten Zusammenhang zwischen Höhenruderausschlag, Nickrate und Begrenzung des Nicklagewinkels. Sowohl die Vorgabe als auch der hier nicht gezeigte Wert des Nicklagewinkels verbleiben während des gesamten Simulationslaufs innerhalb der definierten Grenzen. Gerade Bild 9 zeigt somit, wie systeminterne Grenzen übergeordneten Automatisierungsebenen auf effektive Weise offen gelegt und innerhalb dort explizit berücksichtigt werden können.

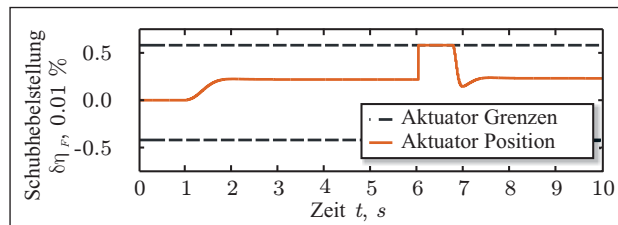
Die Ergebnisse in Bild 9 zeigen eine weitere Eigenschaft des modell-prädiktiven Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystems. Innerhalb des Intervalls  $t = [6, 7]s$  tritt, hervorgerufen durch einen Sollwertsprung in der Fluggeschwindigkeit, eine Sättigung beider Steuergrößen auf. Über die Wahl der Wichtigkeitsmatrizen der Gütefunktion können die unterschiedlichen Ziele der Bahnführung effektiv gewichtet und wie in diesem Fall die Einhaltung der Fluggeschwindigkeitsvorgabe über die Einhaltung der Bahnwinkelvorgabe gestellt werden.



(a) Sollwertvorgabe und Antwortverhalten



(b) Nicklagewinkel und Höhenrudderposition



(c) Schubhebelstellung

BILD 9: Berücksichtigung systeminterner Grenzen

## 5 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Ein integrierter Ansatz für ein prädiktives Autopiloten- und Flugbereichssicherungssystem wurde dargestellt und dessen Funktionsweise erfolgreich an einem Anwendungsbeispiel auf Basis eines linearen Modells des skalierten Flugversuchsträgers ULTRA-Dimona demonstriert. Die Kombination von diskreter, modell-prädiktiver Regelung, *Dynamic Trim* Verfahren und *Outer Loop Constraints* Ansatz führt auf ein in flug- und systemkritischen Parametern begrenztes, optimales Autopilotensystem, das auf der Ebene der Bahnführung Flugbereichssicherung ermöglicht ohne die Leistungsfähigkeit des Basissystems bestehend aus Basisregelung und Flugzeug einzuschränken. Die Ergebnisse verschiedener Simulationsläufe zeigen

gerade in Gegenwart von harten Flugbereichs- und Systemgrenzen das Potential dieses Konzeptes in der Schnittstelle zwischen den niedrigen Automatisierungsebenen der weitgehend optimierten Basisflugregelung und den hohen Automatisierungsebenen der stark reglementierten Flugmanagement- und Flugverkehrsabläufen. Die Wahl der Schnittstelle zwischen Autopilot und Basisregelung als Ausgangspunkt prädiktiver Flugbereichssicherung und -managementfunktionen ermöglicht den Erhalt der kaskadierten, degradationsfähigen Struktur heutiger Flugsteuerungssysteme.

Zukünftige Arbeiten umfassen neben der Untersuchung des Ansatzes in nichtlinearen Flugsimulationen und der Erweiterung der Betrachtung auf die Seitenbewegung auch die Validierung durch Flugversuche mit dem unbemannten Flugversuchsträger ULTRA-Dimona.

## LITERATUR

- [1] Lambregts, A. A., "Generalized Automatic and Augmented Manual Flight Control," *Berlin Technical University Colloquium*, FMRA - Technische Universität Berlin, Berlin, Germany, 2006.
- [2] Rogers, R., "Pilot Authority and Aircraft Protections," Tech. rep., Air Line Pilots Association, 1999/03, Airworthiness Performance Evaluation and Certification Committee.
- [3] Niedermeier, D. and Lambregts, A., "Design of an Intuitive Flight Control System," *CEAS European Air & Space Conference*, Royal Aeronautical Society, 2009.
- [4] Anon., "A320 Flight Crew Operating Manual - Systems Description," Tech. rep., Airbus Industries, 2008.
- [5] Brockhaus, R., Alles, W., and Luckner, R., *Flugregelung*, Springer-Verlag GmbH, Heidelberg, Germany, 2011.
- [6] Anon., "Performance-based Navigation (PBN) Manual," Tech. rep., International Civil Aviation Organisation, 2008.
- [7] Wang, L., *Model Predictive Control System Design and Implementation Using MATLAB*, Springer-Verlag GmbH, 2009.
- [8] Dittmar, R. and Pfeiffer, B.-M., *Modellbasierte prädiktive Regelung*, Oldenbourg Wissenschaftsverlag GmbH, Munich, Germany, 2004.
- [9] Keviczky, T. and Balas, G., "Flight Test of a Receding Horizon Controller for Autonomous UAV Guidance," *American Control Conference*, ACC, 2005, pp. 3518–3523.
- [10] Almeida, F., *Trajectory Tracking with Fault-Tolerant Flight Control System: A Model Predictive Control Approach*, Ph.D. thesis, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig, Germany, 2009.
- [11] Huzmezan, M. and Maciejowski, J. M., "Flight Control Management Using Predictive Control," *Robust Flight Control: a Design Challenge*, edited by J. Magni, S. Bennani, and J. Terlouw, Springer-Verlag GmbH, London, 1997, pp. 379–396, GARTEUR Action Group FM/AG-08.
- [12] Joosten, D. A., van den Boom, T., and Verhaegen, M., "Fault-Tolerant Control through a Synthesis of Model-Predictive Control and Nonlinear Inversion," *Fault Tolerant Flight Control: a Benchmark Challenge*, edited by C. Edwards, T. Lombaerts, and H. Smaili, Springer-Verlag GmbH, Berlin, 2010, pp. 319–336, GARTEUR Action Group FM/AG-16.
- [13] Keviczky, T. and Balas, G., "Software-Enabled Receding Horizon Control for Autonomous UAV Guidance," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA, 2005.
- [14] Joosten, D. A., van den Boom, T., and Lombaerts, T., "Computationally Efficient Use of MPC and Dynamic Inversion for Reconfigurable Flight Control," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA, 2008.
- [15] Keviczky, T. and Balas, G., "Receding Horizon Control of an F-16 Aircraft: a Comparative Study," *Control Engineering Practice*, Vol. 14, No. 9, 2006, pp. 1023–1033.
- [16] Horn, J., *Flight Envelope Limit Detection and Avoidance*, Ph.D. thesis, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 1999.
- [17] Yavrucuk, I., *Adaptive Limit Margin Detection and Limit Avoidance*, Ph.D. thesis, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 2003.
- [18] Yavrucuk, I., Unnikrishnan, S., and Prasad, J., "Envelope Protection in Autonomous Unmanned Aerial Vehicles," *American Helicopter Society 59th Annual Forum*, AHS, 2003, pp. 1919–1929.
- [19] Sahani, N., *Envelope Protection Systems for Piloted and Unmanned Rotorcraft*, Ph.D. thesis, Pennsylvania State University, Pennsylvania, USA, 2005.
- [20] Maciejowski, J., *Predictive Control with Constraints*, Pearson Education Limited, Harlow, Essex, England, 2001.
- [21] Krings, M. and Thielecke, F., "An Integrated Approach to Predictive Flight Guidance and Envelope Protection," *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, AIAA, 2012.
- [22] Mayne, D., Rawlings, J., Rao, C., and Scolaert, P., "Constrained Model Predictive Control: Stability and Optimality," *Automatica*, edited by T. Basar, Vol. 36, Elsevier Science Ltd., 2000, pp. 789–814.