

nxControl: KONZEPT ZUR VORGABEREGELUNG FÜR DIE LÄNGSBESCHLEUNIGUNG DES FLUGZEUGS

K. Schreiter*, S.Müller⁺, R. Luckner*, Technische Universität Berlin,
*Institut für Luft- und Raumfahrt, ⁺Institut für Psychologie und Arbeitswissenschaft

Zusammenfassung

Der zukünftige Luftverkehr erfordert präzisere Einhaltung von komplexeren Trajektorien. Automatische Flugführung mittels Autopilot und Autothrottle erlauben bereits heute die Einhaltung komplexer Flugtrajektorien. Jedoch muss stets gewährleistet sein, dass die Piloten die erhöhten Anforderungen an die Bahnführung auch im manuellen Flug erfüllen können. Moderne Verkehrsflugzeuge sind mit elektronischen Flugregelungscomputern ausgestattet, die die manuelle Flugsteuerung unterstützen. Die sogenannten Vorgaberegler nutzen ausschließlich die aerodynamischen Stellelemente und verwenden diese bisher nur für die Lageregelung. Die für die Bahnführung zusätzlich notwendigen und in Längsrichtung wirkenden Stellelemente für Schub und Widerstand müssen hingegen konventionell angesteuert werden, was im Bezug zu den zukünftigen Anforderungen zu erhöhter Arbeitsbelastung führen kann. Im Projekt nxControl wird ergänzend zu den bereits bestehenden Flugsteuerungssystemen ein Regler zur Vorgabe der Längsbeschleunigung entwickelt, der alle in Längsrichtung wirkenden Stellelemente verwendet. Daran angepasst wird eine Mensch-Maschine-Schnittstelle entwickelt, die das Situationsbewusstsein und die Führungsgenauigkeit verbessert, ohne die Arbeitsbelastung zu erhöhen. In diesem Beitrag wird das Konzept des Vorgabereglers und der Mensch-Maschine-Schnittstelle erläutert.

Nomenklatur

Abkürzungen

ATHR	Autothrottle / Autothrust
EFCS	Electronic Flight Control System
EPR	Engine Pressure Ratio
FAA	Federal Aviation Administration
N1	Fan-Drehzahl
RNP	Required Navigation Performance
TECS	Total Energie Control System

Formelzeichen

A	Auftrieb
α	Anstellwinkel
b	Massenbeschleunigung
C^*	Kommandogröße für Längslageregelung
Δ	Abweichung von der Referenz
δ	Hebelstellung
E	Energie
η	Höhenruderausschlag
η_K	Ausschlag der Hochauftriebshilfen
F	Schubkraft, Kraftvektor
G	Gewichtskraft
g	Erdbeschleunigung
γ	Flugbahnwinkel
H	Flughöhe
I	Impuls
i	Ausschlagwinkel
M	Motor
m	Flugzeugmasse
n	Lastvielfaches

p	Rollgeschwindigkeit
q	Nickgeschwindigkeit
R	aerodynamische Kräfte
t	Zeit
u	Stellgröße
V	Fluggeschwindigkeit
W	Widerstandskraft
x	Zustandsgröße
ξ	Querruderausschlag
Z	Zustand

Indizes

A	Aerodynamik
B	Bremsklappen
C	Kommando
E	Energie
F	Schub
ges	gesamt
H	Höhenleitwerk
K	Massenträgheit
k	bahnfestes Koordinatensystem
kin	kinetisch
m	Mittelwert aus min und max
pot	potentiell
RB	Radbremsen
t	total
w	Wind
x	x-Richtung
y	y-Richtung
z	z-Richtung

1 EINLEITUNG

In Zukunft müssen Flugzeuge komplexeren Flugbahnen folgen und engere Staffelungsabstände präzise und sicher einhalten können, um das wachsende Luftverkehrsaufkommen insbesondere in Flughafennähe bewältigen zu können [1]. So sollen beispielsweise zur Vermeidung von Fluglärm

bewohnte Gebiete bei Start und Landung auf gekrümmten Trajektorien umfliegen oder zur optimalen Auslastung von Landebahnen Staffelungsabstände verringert werden. Zur optimalen Ausnutzung des Luftraums müssen die Flugbahnen genauer eingehalten (Required Navigation Performance (RNP) - Anflüge) und Wegpunkte zu vorgegebenen Zeiten exakt überflogen werden (4D-Navigation). Auch

ökonomische und ökologische Zwänge haben Einfluss auf die Flugbahnen. Sie können treibstoffeffizienter und damit CO₂-sparender gestaltet werden, indem zum Beispiel kontinuierliche Sinkflüge durchgeführt werden. Mit modernen Flugführungssystemen (Flugmanagementsystem, Autopilot, Autothrottle) lassen sich solche optimierten Trajektorien heute schon erfliegen. Allerdings sind die Anforderungen an die Piloten, die den Flug überwachen und jederzeit die Flugsteuerung übernehmen können müssen, sehr hoch.

Ein kürzlich erschienener *Safety Alert for Operators* der FAA [2] warnt, dass das regelmäßige Nutzen von automatischen Flugsteuerungssystemen zur Verringerung der Flugfertigkeiten und des Situationsbewusstseins der Piloten führen kann. Die ständige Nutzung der Automatisierung macht es den Piloten schwieriger, schnell die Kontrolle über das Flugzeug zu übernehmen, wenn es notwendig wird. Deshalb wird empfohlen im operationellen Betrieb so oft wie möglich manuell zu fliegen, um dem Verlust fliegerischer Fähigkeiten entgegen zu wirken.

Die Anforderungen, komplexeren Flugbahnen zukünftig mit höherer Präzision und zusätzlicher Zeitvorgabe zu folgen, erhöhen den mentalen Aufwand enorm. Um dieser zunehmenden Belastung bei gleich gutem Situationsbewusstsein gerecht werden zu können, ist eine Unterstützung des manuellen Fliegens nötig. Nur so können die Forderungen nach Präzision und Sicherheit gleichzeitig gewährleistet werden.

Die Piloten moderner Verkehrsflugzeuge werden beim Erfüllen der heutigen Anforderungen im manuellen Flug bereits durch leistungsfähige Anzeigeelemente und elektronische Flugsteuerungssysteme (*Electronic Flight Control System*, EFCS) unterstützt. Das EFCS beinhaltet Vorgaberegeln, die dazu dienen, die Fluglage präzise einzustellen, automatisch zu stabilisieren und Störungen weitgehend zu kompensieren. Heutige Vorgaberegler für die manuelle Flugsteuerung verwenden ausschließlich die aerodynamischen Stellflächen. Im Projekt nxControl wird ergänzend dazu ein Vorgaberegler für die Längsbeschleunigung des Flugzeugs entwickelt, der das Triebwerk und die Widerstand erzeugenden aerodynamischen Flächen ansteuert. Zusätzlich wird eine daran angepasste Mensch-Maschine-Schnittstelle entwickelt, die das Situationsbewusstsein verbessern und die Arbeitsbelastung verringern soll. Zusammen soll das System das manuelle Fliegen auch unter den steigenden Anforderungen ermöglichen.

Das Konzept des nxControl-Systems wird in diesem Beitrag erläutert.

2 FLUGMECHANISCHE BETRACHTUNG

Zum Verständnis des nxControl-Konzeptes werden im Folgenden die nötigen flugmechanischen Zusammenhänge dargestellt, vgl. [3].

Die Bewegung des starren Flugzeugs hat sechs Freiheitsgrade. Für die Beschreibung der Flugbahn kann das Flugzeug als Massepunkt und damit anhand der drei translatorischen Freiheitsgrade betrachtet werden. Die Bewegung des Massenpunkts im Raum kann mit dem Kräftegleichgewicht beschrieben werden (vgl. Gleichung (1)). Die resultierende Massenkraft \underline{F}^K ergibt sich aus der Summe der angreifenden Kräfte, d.h. Schub \underline{F} , aerodynamische Kraft

\underline{R}^A und Gewicht \underline{G} . Aus der Massenkraft ergibt sich außerdem nach dem 2. Newton'schen Grundgesetz die zeitliche Veränderung des Geschwindigkeitsvektors \underline{V}_K .

$$(1) \quad m \frac{d\underline{V}_K}{dt} = -\underline{F}^K = \overbrace{\underline{R}^A + \underline{F}}^{\text{äußere Kräfte}} + \underline{G}$$

Mit dem nxControl-System soll die translatorische Bewegung in Längsrichtung angesteuert werden. Da eine Kopplung zwischen der horizontalen und vertikalen Flugzeugbewegung vorhanden ist, wird Gleichung (1) auf die Kraftgleichungen in x- und z-Richtung der Flugbahn reduziert. Vereinfachend wird angenommen, dass der Schub in Flugrichtung wirkt (Einstellwinkel der Triebwerke ist Null), so dass gilt:

$$(2) \quad m \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ -\dot{\gamma} V_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_w & -\sin \alpha_w \\ \sin \alpha_w & \cos \alpha_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -W \\ -A \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \cos \alpha_w \\ \sin \alpha_w \end{bmatrix} F + \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ \cos \gamma \end{bmatrix} G .$$

In Gleichung (2) ist ersichtlich, dass bei kleinen Windanstellwinkeln α_w in Längsrichtung hauptsächlich Schub F und Widerstand W wirken, während in Normalrichtung der Auftrieb A und das Gewicht G maßgebend sind. Je nachdem, in welchem Verhältnis die jeweiligen Kräfte stehen, verändert sich der Zustand des Flugzeugs über die Bahnwinkeländerung $\dot{\gamma}$ oder die Bahnbeschleunigung \dot{V}_K . Es ist üblich diese Veränderungen zu normieren. Dafür wird das Gesamtlastvielfache verwendet, welches das Verhältnis der äußeren Kräfte zur Gewichtskraft beschreibt [4]. In Gleichung (3) wird dieses Verhältnis aufgestellt, wobei es zusätzlich mit Gleichung (1) über die Änderung des Geschwindigkeitsvektors beschreibbar ist. Das Lastvielfache ist somit ein Indikator für die Beschleunigung \underline{b} bezogen auf die Erdbeschleunigung g :

$$(3) \quad \underline{n}_t = \frac{\underline{R}^A + \underline{F}}{G} = \frac{1}{g} \left[\frac{d\underline{V}_K}{dt} - \underline{g} \right] = \frac{\underline{b}}{g} .$$

Diese allgemeine Beziehung kann für die Längsbewegung mit Gleichung (2) vereinfacht werden und ergibt die bahnfesten Lastvielfachen n_{txk} und n_{tzk} :

$$(4) \quad \begin{bmatrix} n_{txk} \\ n_{tzk} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_w & -\sin \alpha_w \\ \sin \alpha_w & \cos \alpha_w \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -W \\ -A \end{bmatrix} \frac{1}{G} + \begin{bmatrix} \cos \alpha_w \\ \sin \alpha_w \end{bmatrix} \frac{F}{G} \\ = \frac{1}{g} \begin{bmatrix} \dot{V}_K \\ -\dot{\gamma} V_K \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} -\sin \gamma \\ \cos \gamma \end{bmatrix} .$$

Das Lastvielfache in Längsrichtung n_x (der Index „txk“ wird im Folgenden zu „x“ verkürzt), welches für nxControl verwendet werden soll, wird also hauptsächlich durch Schub und Widerstand beeinflusst. Für diese Kräfte stehen vorrangig die Stellelemente Triebwerk δ_F und Bremsklappen δ_B im Flug, sowie Schubumkehr und Radbremsen am Boden zur Verfügung. Aber auch der zusätzliche Widerstand der Hochauftriebshilfen η_K beeinflusst das Lastvielfache. Wie groß die Reaktion des Flugzeugs auf Eingaben über die Stellelemente ausfällt, ist abhängig vom momentanen Flugzustand. In Bild 1 ist qualitativ die Abhängigkeit von Schub und Widerstand von der Flugeschwindigkeit V , sowie von den Stellelementen dargestellt.

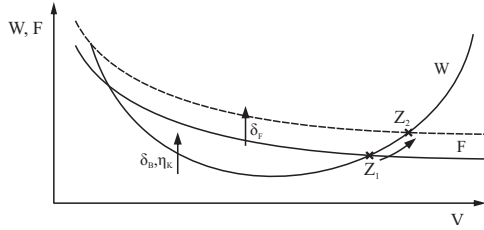


BILD 1: Abhängigkeiten von Schub und Widerstand

Sind Schub und Widerstand gleich groß, ändert sich nach Gleichung (2) die momentane Fluggeschwindigkeit nicht, sie ist konstant und entspricht dem Wert am Schnittpunkt (Trimpunkt Z_1) der beiden Kurven. Wird der Schub oder der Widerstand verändert (Verschiebung der Kurven F oder W durch δ_F bzw. δ_B), entsteht eine Differenz, die zu einer Beschleunigung \underline{b} führt. Nach Gleichung (4) kann \underline{b} in eine Geschwindigkeitsänderung oder in eine Bahnwinkeländerung umgesetzt werden. Wird keine weitere Eingabe getätigt, wirkt sich die überschüssige Schub- bzw. Widerstandskraft beim unregulierten Flugzeug auf den Bahnwinkel aus. Sie wird also in potentielle Energie E_{pot} umgewandelt. Wird die Bahn durch den Piloten oder zusätzliche Regler (z.B. n_z -Regler) gehalten, wird die Überschussleistung in Geschwindigkeitsänderung und damit kinetische Energie E_{kin} umgesetzt. Dieser Zusammenhang ist im Simulationsbeispiel einer Schubhebeleingabe von +10% in Bild 2 dargestellt.

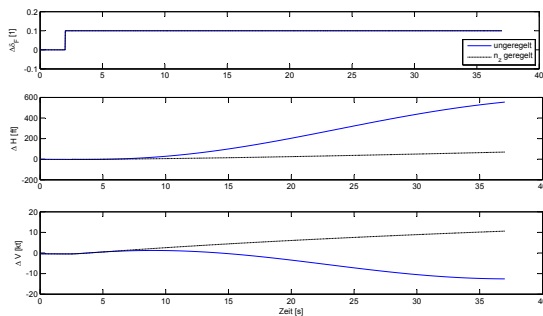


BILD 2: Reaktion eines unregulierten und eines n_z -regulierten Flugzeugs am Beispiel eines Schubhebel-sprungs, Ausgangspunkt: $V_0=200kt$, $H_0 = 4000ft$, $\gamma_0 = 0^\circ$

In beiden Fällen wird durch die Schub- bzw. Widerstandsänderung ein neuer Trimpunkt Z_2 erreicht, der sich nach einer vergleichsweise langen Zeit einstellt. Die Änderungsraten bei der ersten Reaktion des Flugzeugs fallen dabei größer aus, als beim Erreichen des Trimpunktes. Ursache ist die mit der Geschwindigkeit abnehmende Differenz zwischen Schub und Widerstand.

Die Flugzeugbewegung kann auch über den Energieansatz betrachtet werden. Die Gesamtenergie E_{ges} der Flugzeugbewegung setzt sich aus potentieller Energie E_{pot} und kinetischer Energie E_{kin} zusammen:

$$(5) \quad E_{ges} = E_{pot} + E_{kin} = mgH + \frac{m}{2} V_K^2 .$$

Wird die Gesamtenergie auf das Gewicht bezogen, wird auch von der Energiehöhe H_E gesprochen:

$$(6) \quad H_E = \frac{E_{ges}}{mg} .$$

Die zeitliche Änderung der Gesamtenergie \dot{E}_{ges} ist sowohl von den zeitlichen Ableitungen von Höhe \dot{H} und Bahngeschwindigkeit \dot{V}_K abhängig als auch von der Bahngeschwindigkeit selbst (Annahme: $\dot{m} \approx 0$):

$$(7) \quad \dot{E}_{ges} = mg\dot{H} + mV_K\dot{V}_K = mg\dot{H}_E$$

Um eine dimensionslose Betrachtung durchzuführen, wird die Energieänderung in Form der spezifischen Energieänderung bzw. als Änderung der äquivalenten Energiehöhe \dot{H}_E bezogen auf die Bahngeschwindigkeit V_K verwendet:

$$(8) \quad \frac{\dot{E}_{ges}}{mgV_K} = \frac{\dot{H}}{V_K} + \frac{\dot{V}_K}{g} = \frac{\dot{H}_E}{V_K} .$$

Analog zum Zusammenhang zwischen Bahnwinkel γ , Steiggeschwindigkeit und Bahngeschwindigkeit

$$(9) \quad \sin \gamma = \frac{\dot{H}}{V_K}$$

wird der Energiebahnwinkel γ_E definiert:

$$(10) \quad \sin \gamma_E = \frac{\dot{H}_E}{V_K} .$$

Eingefügt in Gleichung (8) setzt sich der Energiebahnwinkel aus dem Bahnwinkel und der auf die Erdbeschleunigung bezogenen Geschwindigkeitsänderung zusammen:

$$(11) \quad \sin \gamma_E = \sin \gamma + \frac{\dot{V}_K}{g} .$$

Der Energiebahnwinkel ist somit ein Maß für die Änderung der Gesamtenergie und kann bezogen auf den Bahnwinkel gleichzeitig als Maß für die Verteilung der Energieänderung auf kinetische und potentielle Energie verwendet werden. Da die Definition des Energiebahnwinkels mit Gleichung (4) in Längsrichtung (ohne Betrachtung von Windeinflüssen) übereinstimmt, ist der Energiebahnwinkel direkt abhängig von Schub und Widerstand:

$$(12) \quad \sin \gamma_E = n_{txk} = \frac{F - W}{G} .$$

Mit den Steuerelementen, mit denen die Längsrichtung des Flugzeugs angesprochen wird, kann direkt die Gesamtenergie des Flugzeugs beeinflusst werden. Die Verteilung der Gesamtenergie geschieht hauptsächlich über die Einstellung des Bahnwinkels über das Höhenruder [3]. Das Energieprinzip verdeutlicht noch einmal, dass Schub und Widerstand zwar nur in Längsrichtung wirken, jedoch die Geschwindigkeit und der Bahnwinkel miteinander verknüpft sind.

3 VERWENDUNG VON VORGABEREGELUNG

Die nichtlinearen Bewegungsgleichungen aus Abschnitt 2 können allgemein mit

$$(13) \quad \dot{x} = f(x, u, t)$$

beschrieben werden, was besagt, dass die zeitliche Änderung eines Zustands \dot{x} vom Zustand selbst, der Stellgröße u und der Zeit t abhängt. Die Wirkung eines bestimmten Auschlags der Stellgröße u auf die Flugzeugbewegung

hängt vom Ausgangszustand ab. Dies kann in Bild 3 beobachtet werden. Die gleich starke Änderung der Stellgröße „Schubhebel“ führt zu unterschiedlichen Reaktionen.

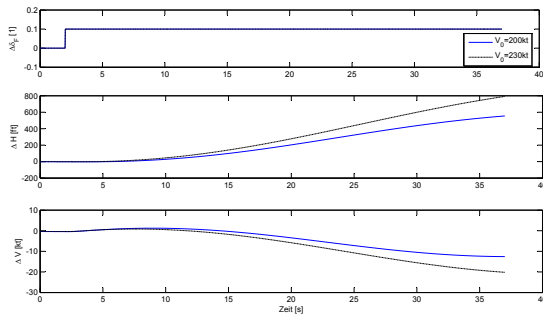


BILD 3: Verschiedene Reaktionen des Flugzeugs auf gleiche Änderung der Eingabegröße am Beispiel eines Schubhebelsprungs, ungerichtetes Flugzeug, Ausgangspunkt: $H_0 = 4000\text{ft}$, $\gamma_0 = 0^\circ$

Um eine bestimmte Reaktion \dot{x} zu erreichen, ist es nötig, die Stellgröße entsprechend des momentanen Flugzustandes anzupassen. Durch Invertierung der Bewegungsgleichungen kann die exakte Stellgröße ermittelt werden.

$$(14) \quad u = f(\dot{x}, x, t)$$

Die Invertierung ist aufgrund von Nichtlinearitäten des Gleichungssystems mit einem großen Berechnungsaufwand verbunden. Des weiteren werden Modellunsicherheiten und Störungen von außen, die nicht in den Bewegungsgleichungen erfasst sind, in der Invertierung nicht berücksichtigt. Dies führt dazu, dass trotz der für den Zustand passender Stellgröße nicht die gewünschte Reaktion hervorgerufen werden kann und eine zusätzliche Korrektur nötig wird. Diese Nachteile werden durch Regler behoben. Regler vergleichen einen kommandierten Sollwert mit dem momentan anliegenden Wert und verstellen entsprechend der Differenz die Stellgröße (vgl. Bild 4). Bei sogenannten Vorgaberegler wird, anders als bei einer direkten Steuerung der Stellgröße u , eine Zustandsgröße x_c kommandiert, die einem Sollwert entspricht. Der Regler übernimmt anschließend das Einstellen der Stellgröße entsprechend der Differenz zwischen Ist- und Sollgröße.

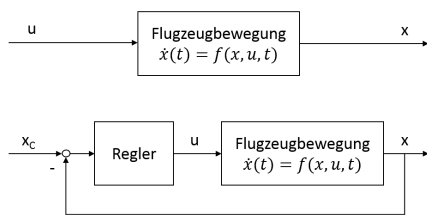


BILD 4: Prinzipskizze von Steuerung und Regelung

Welche Zustandsgröße als Vorgabeparameter verwendet wird, ist beliebig wählbar, solange diese über die Stellgröße u beeinflussbar ist [3]. Es wird bei der Art der Vorgabe zwischen *attitude command* und *rate command* unterschieden. Dies beschreibt, ob bei einem Kommando die Stärke einer Zustandsänderung (*rate*) oder die Zustandsgröße selbst (*attitude*) vorgegeben wird. Welche Art der Vorgabe verwendet wird, sollte abhängig von der Flugaufgabe

gewählt werden. Dabei kann zusätzlich unterschieden werden, ob der Flugregler die gesamte Flugsteuerung übernehmen soll (Autopilot bzw. Autoschub) oder ob der Pilot durch die Regler im manuellen Flug unterstützt werden soll. Im Nachfolgenden wird unter Vorgaberegulation die manuelle Steuerung durch den Piloten mit zusätzlicher Reglerunterstützung verstanden.

Für Transportflugzeuge werden als Stellgrößen für Vorgaberegulation ausschließlich die schnellen aerodynamischen Stellflächen eingesetzt, vgl. z.B. [3, 5, 6]. Bei allen realisierten Vorgaberegulationen wird auf Ratenkommandos zurückgegriffen. Für die Seitenbewegung sind dabei die Rollgeschwindigkeit p und das Lastvielfache n_y zu nennen. In der Längsbewegung werden das Lastvielfache n_z oder die Nickgeschwindigkeit q verwendet, wobei diese auch gleichzeitig als Mischgröße C^* verwendet werden:

$$(15) \quad C^* = \frac{V_m}{g} q + n_{z, Pilot}$$

C^* spiegelt dabei das geschwindigkeitsabhängige Steuern der Piloten wieder, wobei C^* auch mit einer Geschwindigkeitsstabilität erweitert werden kann („ C^*U^u “). Vorgaberegler, die Bahngrößen verwenden sind in Studien untersucht worden, wie z.B. [7]. Auch Kopplungen verschiedener Betriebsarten wurden bereits erforscht, wie das Easy-Control-System für Flugzeuge der allgemeinen Luftfahrt [8]: Für die Flugsteuerung bei großen Ausschlägen wird eine Vorgabe von Lastvielfachem n_z und für die Flugführung bei kleinen Ausschlägen eine Vorgabe von Bahnwinkeländerungen umgesetzt.

Auch das Energieprinzip wird in der Flugsteuerung verwendet, z.B. in [9]. Das *Total Energy Control System* (TECS) wurde für den Autopilotenbetrieb entwickelt und unterstützt die Bahnführung mit der simultanen und angepassten Triebwerkssteuerung über die Änderung von Gesamtenergie und Energieverteilung (potentielle und kinetische Energie). Weiterentwicklungen, z.B. [10], zeigen, dass dieses Prinzip auch in der halb-manuellen Steuerung eingesetzt werden kann. Dabei beschränkt sich der manuelle Betrieb jedoch auch hier auf die aerodynamischen Stellflächen und der Schub wird weiterhin automatisch geregelt. Trotz unterschiedlicher Vorgabeparameter sind die Vorteile all dieser Konzepte gleich: ein gewünschter Flugzustand ist präzise, aber ohne großen Aufwand einstellbar und Störungen von außen wird entgegengewirkt.

Vortriebsregler werden bisher nur in der automatischen Flugsteuerung eingesetzt (*Autothrottle*). Dabei wird der Schub entweder zur Fahrtregelung oder zur Bahnwinkelregelung verwendet.

Im manuellen Flug wird mit dem Schubhebel keine Flugzustandsgröße kommandiert, sondern – je nach TriebwerksHersteller – die Fan-Drehzahl ($N1$), das Druckverhältnis zwischen Ein- und Ausgang des Triebwerks (EPR) oder der Treibstoffmassenstrom [11]. Kopplungen zu anderen Steuerkommandos bestehen aus traditioneller, konstruktiv bedingter Trennung der Teilsysteme nicht. Die Zustandsänderung des Flugzeugs infolge der Betätigung des Schubhebels ist stark von den bereits beschriebenen Nichtlinearitäten abhängig, und ist von den Piloten nur qualitativ einschätzbar. Ähnlich verhält es sich mit den widerstandserhöhenden Steuerflächen Bremsklappen und Hochauftriebshilfen. Wie stark die Reaktion des Flugzeugs ausfällt, wenn

diese Stellgrößen verwendet werden, ist antrainiert und durch die jeweilige Hebelstellung nur abschätzbar.

4 PILOTENVERHALTEN IM MANUELLEN FLUG

Im Rahmen der Entwicklung des nxControl-Systems wurde eine Vorstudie durchgeführt, welche den Umgang mit den Steuerelementen Schub, Bremsklappen und Hochauftriebshilfen untersuchte [12]. Unter anderem wurde ermittelt, welche Strategien Piloten für verschiedene Aufgabenstellungen verfolgen. Deutlich wurde dabei, dass mit den Stellelementen für die x-Richtung nicht nur Geschwindigkeitsänderungen geregelt wurden, sondern auch Höhenänderungen (Steig-/Sinkrate) eingestellt wurden.

Um ausgehend von einem Trimpunkt $Z1$ die Flugeschwindigkeit zu ändern, würde es nach Bild 1 ausreichen, den Schubhebel auf eine Position zu stellen, die für den neuen Zustand $Z2$ benötigt würde, und die Höhe mit dem Höhenruder zu halten. Da die Annäherung an den neuen Zustand jedoch sehr langsam geschieht, stellen Piloten den Schubhebel auf einen höheren Wert ein, um eine moderate Beschleunigung zu erreichen. Aus dem ursprünglichen Geschwindigkeitskommando (entspricht *attitude command*) macht der Pilot somit ein Ratenkommando.

Ist das Ziel, eine andere Flughöhe bei gleichbleibender Geschwindigkeit zu erreichen, wird der Schub dafür verwendet die Sink- bzw. Steigrate einzustellen. Die Geschwindigkeitsregelung wird in diesem Fall nicht mit dem Schub, sondern mit dem Höhenruder durch Ändern der Längslage vorgenommen, vgl. auch [13]. Im Sinkflug wird dabei der Schub häufig zuerst auf Leerlauf gezogen, um die maximale Reaktion abzuwarten und evtl. anzupassen. Ist die resultierende Sinkrate nicht groß genug, werden die Bremsklappen eingesetzt. Obwohl diese kontinuierlich ausgefahren werden können, werden von den Piloten feste Stellungen, meist bei 50 oder 100%, bevorzugt.

Eine von Piloten eingesetzte Strategie ist den Schub und auch die Bremsklappen mit Blockeingaben zu kommandieren. D.h. sie geben einen Erfahrungswert vor und korrigieren diesen, wenn sich die Fluggeschwindigkeit oder der Bahnneigungswinkel nicht in gewünschter Weise einstellt. Dies folgt daraus, dass die Antwortzeiten des Flugzeugs relativ groß und die nichtlinearen Zusammenhänge der Flugzeugbewegung im Cockpit nur schwer abschätzbar sind, wie bereits in Abschnitt 2 und 3 beschrieben wurde. Zur Unterstützung werden vorberechnete Eckwerte in „Pitch and Power“ Tabellen bereitgestellt. In diesen werden bestimmten Trimmzuständen (beschrieben durch Höhe und Geschwindigkeit) passende Triebwerksdrehzahlen und Längslagewinkel zugeordnet. Die Stärke der Reaktion des Flugzeugs auf eine Eingabeänderung ist jedoch weiterhin nur qualitativ durch den Piloten abschätzbar. Zum genauen Einstellen und Halten des gewünschten Flugzustandes müssen Korrekturen durchgeführt werden. Dieses Vorgehen wird für komplexe Trajektorien den Arbeitsaufwand erhöhen (höhere Aufmerksamkeit, mehr Korrekturingaben) und die geforderte Präzision mit dieser Steuerungsart wird nur schwierig einzuhalten sein. Daher ist eine verknüpfte Zustandsvorgaberegulation in Längs-

richtung des Flugzeugs für den Schub und die widerstandserzeugenden Steuerelemente erforderlich, welche die Kommandos der Piloten von der momentanen Flugsituation entkoppelt.

5 KONZEPT NxCONTROL

Um den manuellen Flug im zukünftigen Luftverkehr zu ermöglichen, werden die Vorteile der Vorgaberegulation genutzt und die bereits vorhandenen Regelungen der aerodynamischen Stellflächen durch eine n_x -Vorgaberegulation ergänzt (vgl. Bild 5). Dabei werden die Stellelemente Triebwerk und Bremsklappen im Flug, sowie Schubumkehr und Radbremsen am Boden verwendet. Zudem sollen die Erkenntnisse für das automatische Klappenfahren nach [14] verwendet werden, um eine zusätzliche Arbeitserleichterung nutzen zu können, indem die Hochauftriebshilfen selbstständig ausgefahren werden.

Durch die Zusammenfassung der genannten Stellelemente wird der Pilot beim manuellen Fliegen entlastet, da sich seine Aufmerksamkeit auf nur ein Eingabeelement konzentrieren muss. Die Eingaben wirken sich immer gleich aus, da eine physikalische Größe vorgegeben wird, statt der bisherigen, schwer einschätzbaren Wirkung von Triebwerksdrehzahl und Bremsklappenausschlag. Dadurch kann sowohl die Präzision erhöht, als auch die Arbeitsbelastung verringert werden. Welche Vorgabeparameter sich eignen, wird in Abschnitt 5.1 diskutiert.

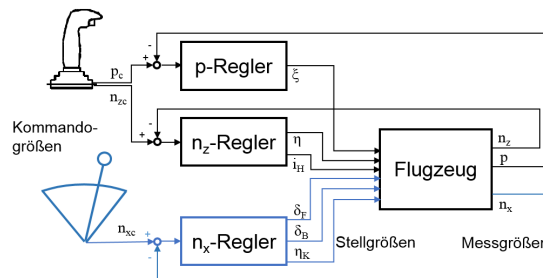


BILD 5: Prinzipskizze des um den n_x -Vorgaberegler ergänzten Regleraufbaus heutiger Flugzeuge

Zusätzlich zur Bedienung der Steuerung bedarf es der Unterstützung des Situationsbewusstseins der Piloten, um negative Effekte durch Automation des Systems zu vermeiden [15]. Der Vorgaberegler soll deshalb mit einer dafür entwickelten Mensch-Maschine-Schnittstelle unterstützt werden. In Abschnitt 5.3 wird das Konzept der Mensch-Maschine-Schnittstelle erläutert.

Die interdisziplinäre Entwicklung des nxControl-Systems wird anwenderzentriert durchgeführt, d.h. im Mittelpunkt der Untersuchungen steht der Pilot und dessen Handlungsstrategien. An diese werden die Funktionen des Systems angepasst.

5.1 Wahl des Vorgabeparameters

Wie bereits in Abschnitt 3 erwähnt, ist der Vorgabeparameter für eine Vorgaberegulation frei wählbar, wenn dieser durch die gegebenen Stellelemente ansteuerbar ist. In diesem Abschnitt werden alternative Parameter diskutiert, die für die Regelung in Längsrichtung möglich und sinnvoll wären. Wichtig bei diesen Überlegungen ist, dass der Pilot

die Flugführung übernehmen und die fliegerische Aufgabe unterstützt werden soll.

5.1.1 Geschwindigkeit als Vorgabeparameter

Geschwindigkeit und Höhe sind wichtige Parameter der Längsbewegung und das langfristige Ziel beim Navigieren. Daher werden diese Parameter auch im *Autothrottle / Autothrust* (ATHR) verwendet. Die Geschwindigkeit als Vorgabeparameter entspricht einem *attitude command*, entsprechend dem Einstellen eines bestimmten Schubwertes bei der konventionellen Art der Schubsteuerung. Der Regler kann die Stärke der Geschwindigkeitsänderung festlegen und auch das Annäherungsverhalten an die Zielgeschwindigkeit verbessern. Er übernimmt das zuvor beschriebene Verstellen der Triebwerkshebel, um eine moderate Beschleunigung zu erlangen und passt bei Annäherung an die Zielgeschwindigkeit den Schub an. Die Beschleunigungen, die für die Zustandsänderung verwendet werden, sind im Regelgesetz festgelegt und können vom Piloten nicht beeinflusst werden. Der Pilot kann somit nur das Ziel bestimmen, nicht aber, wie schnell das Ziel erreicht wird.

Vorteilhaft bei der Rückführung der Geschwindigkeit in den Regelkreis ist die stabilisierende Wirkung auf die langwellige Schwingung der Flugbahn (Phygoide) bei Auftreten einer Störungen [3]. Dies gilt jedoch nur, solange der Pilot nicht über die aerodynamischen Stellflächen eingreift. Versucht der Pilot die Bahn nach einer Störung zu beeinflussen, kann eine Geschwindigkeitsregelung Probleme hervorrufen, wie sie in [16] beschrieben werden. Es wird berichtet, dass es Zwischenfälle gab, bei denen starke Flugbahnschwingungen durch das Verwenden von „*mixed mode*“ (manuelles Steuern der Fluglage mit automatischer Geschwindigkeitsregelung über den Schub) entstanden. Die Oszillationen entstehen dadurch, dass eine Korrektur der Flugbahn mit den aerodynamischen Stellflächen über den Energieaustausch eine Beschleunigung in Flugrichtung hervorruft. Dieser Beschleunigung wirkt der Geschwindigkeitsregler direkt durch Anpassung des Triebwerksschubs entgegen. Das veränderte Triebwerksmoment führt wiederum dazu, dass die eingeleitete Korrektur der Bahn verstärkt wird, was der Pilot jedoch wegen der Trägheit von Passagierflugzeugen und Triebwerken nicht antizipieren konnte. Die Korrektur fällt zu stark aus und der gewünschte Flugpfad wird überschossen. Im ungünstigsten Fall wirkt dieser Zusammenhang anfachend.

Weiterhin entkoppelt eine Geschwindigkeitsvorgabe im manuellen Flug die Bahn von der Geschwindigkeit. Dies kann für die Navigation nützlich sein, ist jedoch stark abweichend von der konventionellen Steuerung und dem unregelmäßigen Flugverhalten [13]. Es kann somit zu Problemen kommen, falls das System ausfallen sollte und der Pilot sich in kurzer Zeit an die konventionelle Steuerungsart umgewöhnen muss.

Eine Vorgabe der Geschwindigkeit scheint sich für die manuelle Steuerung somit nicht anzubieten.

5.1.2 Beschleunigung als Vorgabeparameter

Ausgehend von der Geschwindigkeit als langfristiges Navigationsziel kann die Beschleunigung \dot{V} als Vorgabepara-

meter verwendet werden. Der Pilot kann somit die Stärke der Zustandsänderung direkt bestimmen und bei Erreichen der Zielgeschwindigkeit das Beschleunigungskommando auf Null setzen. Der aktuelle Wert wird dann eingehalten. Im Horizontalflug entspricht ein Beschleunigungskommando einer konstanten Differenz von Schub und Widerstand (vgl. Gleichung (2)). Ausgehend von Zustand $Z1$ in Bild 1 bedeutet dies, dass mit steigender Geschwindigkeit auch die Drehzahl der Triebwerke stetig erhöht wird, um die gewünschte Beschleunigung beizubehalten (Kurve F verschiebt sich). Bei Annäherung an die Zielgeschwindigkeit in Zustand $Z2$ muss der Pilot aktiv das Kommando wieder zurücksetzen. Die Auswirkung einer Beschleunigungsvorgabe auf die Geschwindigkeit sind unabhängig vom Flugbahnwinkel, da der Regler ausschließlich die Geschwindigkeitsänderung regelt, solange keine Leistungsgrenzen erreicht wurden. Vorteilhaft kann dabei sein, dass bei Einleiten eines Sinkflugs die Geschwindigkeit gehalten wird, indem die Triebwerke durch den Regler entsprechend zurückgefahren werden. Jedoch wird bei dieser Art der Vorgabe ebenfalls die Bahnführung von der Geschwindigkeit entkoppelt und die Stärke der Sinkrate ist nicht mehr von der Vorgabe abhängig. Der Unterschied zum unregelmäßigen Flugverhalten wäre auch hier nachteilig.

5.1.3 Das Lastvielfache als Vorgabeparameter

Da eine Kopplung von Flugbahn und Geschwindigkeit dem natürlichen Flugverhalten entspricht, soll diese Variante der Vorgaberegulation diese Kopplung beibehalten. Zusätzlich hat sich ein *rate command* als vorteilhaft herausgestellt, da der Pilot die Regelung von Höhe und Geschwindigkeit über die Änderungsraten vornimmt. In Abschnitt 2 wurde gezeigt, dass die Kopplung von Bahn und Geschwindigkeit über das Lastvielfache in Längsrichtung n_x gegeben ist. Die Vorgabe des Lastvielfachen ist zudem gleichbedeutend mit der Änderungsrate der Gesamtenergie und damit von Höhe und Geschwindigkeit.

Die Ähnlichkeit zum unregelmäßigen Flugverhalten kann zum Einen die schnelle Gewöhnung an das neue System fördern und zum Anderen bei einer Degradation auf die konventionelle Steuerung den Übergang für die Piloten erleichtern. Ein weiterer positiver Effekt ist, dass die Triebwerksaktivität verringert werden kann, wenn Piloten die Aufgabe haben nach dem Energiewinkel die Zustandsänderung zu regeln, statt ausschließlich nach der Geschwindigkeit [17]. Der wesentliche Vorteil gegenüber der konventionellen Steuerung ist jedoch, dass die Eingabe in Abhängigkeit von Flughöhe, Geschwindigkeit und anderen äußeren Parametern normiert ist, d.h. eine gleiche Eingabe am Bedienelement entspricht einer gleichen Flugzeugreaktion.

Für eine Zustandsänderung von $Z1$ zu $Z2$ in Bild 1 werden zwei Eingaben notwendig: Zuerst die Vorgabe der Änderungsrate über n_x und bei Erreichen von $Z2$ das Zurückstellen auf Null. Das aktive Zurückstellen könnte als nachteilig aufgefasst werden, jedoch ist dieses Vorgehen bereits aus der konventionellen Steuerung bekannt.

5.2 Control Allocation

Der n_x -Vorgaberegler erhält vom Piloten über das Bedienelement ein Kommando, welches der Regler dann in

Stellgrößen umrechnet. Da es sich hier um mehr als eine Stellgröße handelt, müssen Regeln festgelegt werden, wie die Stellgrößen angesteuert werden (*Control Allocation*). Für die n_x -Vorgabe treten zwei Fälle auf: Für eine positive Vorgabe kann der Schub erhöht und gegebenenfalls die Bremsklappen und die Hochauftriebshilfen nach dem Start eingefahren werden um den Sollwert zu erreichen. Für eine negative Vorgabegröße können entweder der Schub verringert, die Bremsklappen ausgefahren oder die Hochauftriebshilfen in Flughafennähe eingesetzt werden. Am Boden kommen hierzu noch die Radbremsen und die Schubumkehr.

In [18–21] werden verschiedene Ansätze vorgeschlagen, wie *Control Allocation* Probleme gelöst werden können. Dabei können sowohl lineare als auch nichtlineare Methoden Anwendung finden.

Da für die Auslegung des n_x -Vorgabereglers zusätzlich zu regelungstechnischen Problemstellungen das Situationsbewusstsein der Piloten berücksichtigt wird, ist eine Methode zu wählen, die der Entscheidungsfähigkeit von Piloten nahe kommt. Wenn das System so arbeitet, wie es ein Pilot selbst tun würde, steigt einerseits das Vertrauen in die Automation und andererseits das Situationsbewusstsein. Beide Aspekte sind wichtige Faktoren bei der Automation [15]. Eine für den Menschen intuitive Methode, ein *Control Allocation* Problem zu lösen, ist das Einführen von Hierarchien. Es wird festgelegt, welche Steuerflächen in welcher Situation zuerst verwendet wird, welches bei Nichtgenügen folgt und so weiter. Dieses Vorgehen kann bei der n_x -Vorgaberegelung Anwendung finden, wie es im Bild 6 schematisch dargestellt ist.

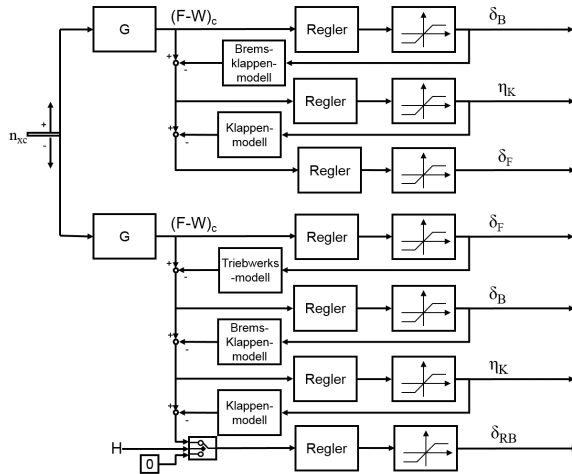


BILD 6: Prinzipskizze der Hierarchie für die Ermittlung der Stellgrößen durch den n_x -Vorgaberegler

Bei einem Beschleunigungskommando (positive Vorgabe) sollten zuerst die Bremsklappen eingefahren werden, da eine Erhöhung des Schubs bei unnötig großem Widerstand nicht ökonomisch wäre. Auch die Hochauftriebshilfen können eingefahren werden, jedoch müssen hier die zusätzlichen Bedingungen berücksichtigt werden, die durch die primäre Funktion der Hochauftriebshilfen bei Start und Landung gegeben sind. Ist der Zusatzwiderstand durch Bremsklappen und Hochauftriebshilfen minimiert, kann der Schub erhöht werden.

Wird eine Verzögerung kommandiert (negative Vorgabe),

sollte zuerst der Schub verringert werden, da eine Erhöhung des Widerstands unwirtschaftlich wäre. Ist der Schub minimal, also im Leerlauf, dann kann zusätzlicher Widerstand durch die Bremsklappen und Hochauftriebshilfen erzeugt werden. Sind die Fahrwerke auf dem Boden können im Landefall die Radbremsen δ_{RB} und die Schubumkehr zur Verzögerung eingesetzt werden. In welchem Maße Bremsen und Schubumkehr eingesetzt werden sollten, ist in den meisten Fällen abhängig von den Gegebenheiten am Flughafen. Es ist eine Wichtungsfunktion einzuführen, die mit einfachen Parametern vor dem Flugbeginn eingegeben werden kann.

Die erläuterte Hierarchie entspricht der Handlungsstrategie von Piloten und wird anhand der Ergebnisse von [12] ausgelegt.

5.3 Mensch-Maschine-Schnittstelle

Angepasst an den Vorgaberegler, wird zusätzlich eine Mensch-Maschine-Schnittstelle entwickelt, die die Bedienung des Vorgabereglers und das Erfliegen der zukünftigen Trajektorien unterstützen soll. Dazu zählt sowohl ein Bedienelement für die Eingabe der Vorgabegröße als auch eine verbesserte Darstellung in der primären Fluganzeige. Beide sollen mit dem pilotenzentrierten Ansatz entwickelt werden.

5.3.1 Bedienelement

Die Abstimmung zwischen Vorgaberegler und Mensch-Maschine-Schnittstelle am Bedienelement muss so gestaltet werden, dass die Kommandoingaben an den Regler intuitiv und unmissverständlich sind. In Stresssituationen darf es nicht zu Fehleingaben kommen, die die Sicherheit des Fluges beeinträchtigen. Das Bedienelement für das n_x -Control-System wird somit unter den Aspekten ausgelegt, dass es nur wenig Training bedarf, um fehlerfreie und präzise Eingaben zu tätigen. Dabei soll die Stellaktivität im Vergleich zur konventionellen Steuerung verkleinert werden.

Um den Trainingsaufwand für ein neues Bedienelement gering zu halten, bietet es sich an, sich an den gewohnten Bedienelementen zu orientieren. Da die Vorgabe eines Lastvielfachen jedoch sowohl einen positiven als auch einen negativen Bereich hat, ist ein Bedienelement mit einer Mittelstellung für eine „Null“-Vorgabe nötig. Die Funktionsweise der konventionellen Hebel für Schub und Bremsklappen können somit nicht aufrecht erhalten werden.

In modernen Flugzeugcockpits sind solche Bedienelemente zum Beispiel in Form des *Sidesticks* zu finden. Das Bedienelement für die n_x -Vorgaberegelung könnte ähnlich wie der *Sidestick* mit einer Federkraft beaufschlagt werden (vgl. Bild 7a). Je größer die Vorgabe von n_x am Bedienelement, desto größer wird die Kraft, die der Pilot aufbringen muss, um das Bedienelement auszuschlagen. Es wird somit ein direktes Feedback darüber gegeben, wie groß die Vorgabe ist. Da es jedoch Flugphasen gibt, in denen n_x dauerhaft verschieden von Null ist (z.B. unbeschleunigter Steig und Sinkflug), müsste der Pilot ständig seine Eingabe halten. Dieses Vorgehen ist unpraktikabel.

Wird deshalb auf die Federkraft verzichtet, muss eine Raste für die Mittelstellung eingeführt werden (vgl. Bild 7b). Die

Größe der Vorgabe kann vom Piloten dann nur noch über die Größe des Hebelweges abgeschätzt werden. Bei dieser Art der Vorgabe wird ein zusätzliches Feedback, z.B. über die Anzeigen, wichtiger. Kombinationen von Federkraft und Rasten (Bild 7c) sind ebenso denkbar.

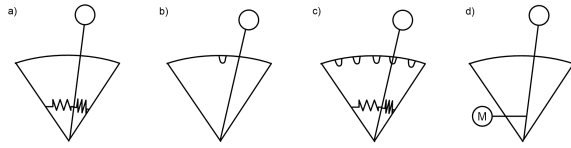


BILD 7: Mögliche Konzepte für ein Bedienelement für n_x -Vorgaberegler

Die flexibelste Methode stellt der Einsatz eines aktiven Bedienelements dar (Bild 7d). Ein eingebauter Motor verbindet das Feedback über Kräfte am Hebel und kann die Stellung des Hebels bei andauernden Flugphasen beibehalten. Beim Erreichen von Flugbereichsgrenzen (z.B. maximaler/minimaler Schub) kann zusätzliches Feedback über den Bedienhebel an den Piloten übermittelt werden. Diese Art der Bedienung wird für die Mensch-Maschine Schnittstelle für nxControl bevorzugt. Die detaillierte Entwicklung ist abhängig von der Reglerauslegung. Zusatzfunktionen, wie beispielsweise die Gewichtungsfunktion von Schubumkehr und Radbremsen, müssen darüber ebenso eingegeben werden können, wie die Vorgabegröße selbst.

5.3.2 Anzeige

Damit nxControl in seiner Funktionsweise gut nachvollziehbar ist und Piloten ein angemessenes Situationsbewusstsein über dessen Verhalten aufbauen können, müssen auch die Anzeigen im Cockpit angepasst werden. Durch die Vorgaberegulung und die angenommenen komplexeren Trajektorien erhalten neue Informationen, wie beispielsweise die in Abschnitt 2 genannten Energiegrößen oder ein dreidimensionaler Flugweg, größere Bedeutung. Andere Informationen, die aktuell noch benötigt werden, können im Zusammenspiel mit dem vorgestellten Konzept an Einfluss verlieren bzw. sich als überflüssig herausstellen.

Dieser veränderten Priorisierung gilt es auch in der Darstellung der Informationen innerhalb der primären Fluganzeigen gerecht zu werden. Wichtige und unentbehrliche Informationen müssen salient dargestellt werden. Irrelevante Informationen sollten zur Vermeidung von visueller Überladung (*Clutter*) nur bei Bedarf sichtbar gemacht oder komplett vermieden werden. [15, 22, 23]

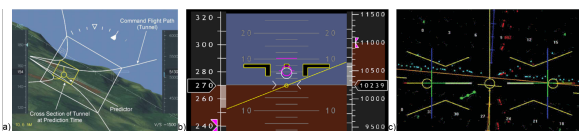


BILD 8: Primäre Fluganzeigen mit Tunnelarstellung [24], mit Energiestatusanzeige [25] und vollständig neuen Darstellungsansätzen [26]

Um die Darstellung von dreidimensionalen Flugwegen oder Energiezuständen und -prädiktoren in bestehende Anzeigen zu integrieren, existiert bereits eine Vielzahl von Ansätzen. In Bild 8 sind beispielhaft drei dieser Ansätze ab-

gebildet. Die Abbildung a) zeigt die Integration eines dreidimensionalen Flugpfades in die primäre Fluganzeige. Dies ist mittels *Tunnel-in-the-Sky*-Darstellung in einer perspektivischen synthetischen Außensicht realisiert [24]. Die Abbildung b) zeigt eine klassische zweidimensionale primäre Fluganzeige, die um Energieinformationen erweitert wurde [25]. Hierbei wird der Energiestatus des Flugzeugs mit der Anzeige der Geschwindigkeits- und Höhenänderung verknüpft. Zudem können Vorgabewerte für Bahnwinkel und Fluggeschwindigkeit abgelesen werden. Das Bild c) ist ein völlig neuartiger Ansatz nach [26]. Hier werden möglichst viele Informationen bildlich anstatt durch quantitative Zahlenwerte dargestellt.

Die Vorteile der bereits erforschten Konzepte sollen für das nxControl-System genutzt werden. Es wird davon ausgegangen, dass die geforderte Präzisionserhöhung durch das Einführen einer Tunnel-Darstellung zu erreichen ist, wie es in [27] gezeigt wurde. Ebenso scheint die Darstellung von Energieinformationen für das Bedienen des gegebenen Reglerkonzepts gut geeignet [17, 28]. Im Zuge der Entwicklung gilt es zu untersuchen, welches dieser und weiterer Konzepte für die Integration in das Gesamtsystem zu bevorzugen und wie es optimal an dessen Funktionsweise anzupassen ist. Dabei wird auch hier der Pilot als Anwender in die Entwicklung mit einbezogen.

6 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In diesem Beitrag wurde ein interdisziplinäres Konzept für eine Vorgaberegulung für die Längsbeschleunigung des Flugzeugs beschrieben. Der Regler steuert das Triebwerk und die Widerstand erzeugenden aerodynamischen Flächen an. Zusammen mit einer angepassten Mensch-Maschine-Schnittstelle soll die Präzision erhöht und das Situationsbewusstsein verbessert werden, ohne sich negativ auf die Arbeitsbelastung auszuwirken. Das nxControl-System soll das manuelle Fliegen auch unter den steigenden Anforderungen der zukünftigen komplexen Flugtrajektorien ermöglichen.

Im nächsten Schritt wird das beschriebene Konzept bestehend aus den Systemkomponenten Vorgaberegler, Bedienelement und Anzeige prototypenhaft realisiert und in einer Versuchsreihe mit Verkehrspiloten validiert. Dabei werden sowohl die Leistungen bei der Erfüllung der gestellten Aufgaben als auch die Beanspruchung und das Situationsbewusstsein bei konventioneller Steuerung und mit nxControl gegenübergestellt.

DANKSAGUNG

Diese Arbeit entstand im Rahmen des Projektes nxControl, welches durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG), GZ: LU 1397/3-1, MA 3759/3-1, gefördert wird.

LITERATUR

- [1] EC (European Commission): *Flightpath 2050, Europe's vision for aviation*. Luxembourg: Report of the High Level Group on Aviation Research, Publications Office of the European Union, 2011.

- [2] FAA (Federal Aviation Administration): *Safety Alert for Operators, Manual Flight Operations, SAFO 13002*. Washington, http://www.faa.gov/other_visit/aviation_industry/airline_operators/airline_safety/safo/all_safos/media/2013/SAFO13002.pdf, Jan. 2013.
- [3] Brockhaus, R.; Alles, W.; Luckner, R.: *Flugregelung*. 3. Auflage. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2011.
- [4] Deutsches Institut für Normen: *DIN 9300 Teil 1: Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik*. Berlin: Beuth Verlag GmbH, S.: 15, 1990.
- [5] Lambregts, A. A.: *Fundamentals of Fly-By-Wire Augmented Manual Control*. Warrendale: Society of Automotive Engineering, SAE, 2005.
- [6] Favre, C.: *Fly-by-wire for commercial aircraft: the Airbus experience*. International Journal of Control, S.: 139–157, Jan. 1994.
- [7] Lootens, K.; van Paassen, M.; Mulder, M.: *Flight Path Oriented Control for Large Transport Aircraft – A Model-Referenced Approach*. Keystone: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Aug. 2006.
- [8] Konrad, G.; Reichel, R.; Armbruster, M.; Hesse, S.: *Easy Control System für Flugzeuge der General Aviation*. Friedrichshafen: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2005.
- [9] Lambregts, A. A.: *Integrated System Design for Flight and Propulsion Control Using Total Energy Principles*. Fort Worth: AIAA Aircraft Design, Systems and Technology Meeting, 1983.
- [10] Niedermeier, D.; Lambregts, A. A.: *Design of an Intuitive Flight Control System*. Manchester: CEAS 2009 European Air and Space Conference, 2009.
- [11] Bräunling, W.: *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. 3. Auflage. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2009.
- [12] Müller, S.; Schreiter, K.; Manzey, D.: *Simulatorstudie zur Ermittlung mentaler Handlungsmodelle von Piloten beim Energiemanagement*. Stuttgart: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2013.
- [13] Soulé, H. A.: *The Throttle Controls Speed, Right? Wrong!* Virginia: AIAA Journal of Astronautics and Aeronautics, 1969.
- [14] Lauterbach, M.; Luckner, R.: *Design and Development of Automatic Slat/Flap Setting Functions*. Manchester: CEAS 2009 European Air and Space Conference, 2009.
- [15] Manzey, D.: *Systemgestaltung und Automatisierung*. In: *Human Factors*, Berlin: Springer Berlin Heidelberg, S.: 333–352, 2012.
- [16] Melvin, W. W.: *Now Not to Fly*. Denver: AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Technical Forum, Nov. 2003.
- [17] Sachs, G.; Sennes, U.: *Total energy related speed control for 3-dimensional guidance displays with predictor*. Montreal: AIAA Guidance Navigation and Control Conference and Exhibit, 2001.
- [18] Enns, D.: *Control Allocation Approaches*. Boston: Proceedings of the AIAA GNC Conference, S.: 98–108, 1998.
- [19] Bodson, M.: *Evaluation of Optimization Methods for Control Allocation*. Virginia: Journal of Guidance, Control, and Dynamics, S.: 703–711, Juli 2002.
- [20] Oppenheimer, M. W.; Doman, D. B.; Bolender, M. A.: *Control Allocation for Over-actuated Systems*. Ancona: 14th Mediterranean Conference on Control and Automation, IEEE, Juni 2006.
- [21] Page, A. B.; Steinberg, M. L.: *A Closed-Loop Comparison of Control Allocation Methods*. Denver: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Aug. 2000.
- [22] Endsley, M. R.: *Toward a Theory of Situation Awareness in Dynamic Systems*. Santa Monica: Human Factors, 1995.
- [23] Wickens, C. D.: *Aviation Displays*. In: *Principles and Practices of Aviation Psychology*, Mahwah: P. Tsang & M. Vidulich, S.: 147–201, 2003.
- [24] Sachs, G.; Sperl, R.; Sturhan, I.: *Flight Test of a Low-Cost Tunnel Display for Curved and Steep Approaches*. Providence: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Aug. 2004.
- [25] Lambregts, T.; Rademaker, R.; Theunissen, E.: *A new ecological primary flight display concept*. St. Paul: 2008 IEEE/AIAA 27th Digital Avionics Systems Conference, IEEE, Okt. 2008.
- [26] Temme, L. A.; Still, D. L.; Kolen, J.: *OZ : A Human-Centered Computing Cockpit Display*: 45th annual Conference of the International Military Testing Association, Nov. 2003.
- [27] Haskell, I. D.; Wickens, C. D.: *Two- and three-dimensional displays for aviation: A theoretical and empirical comparison*. Taylor & Francis: International Journal of Aviation Psychology Nr. 3, S.: 87–109, 1993.
- [28] Amelink, M. H.; Mulder, M.; Paassen, V.; Flach, J.: *Theoretical Foundations for a Total Energy-Based Perspective Flight-Path Display*. Taylor & Francis: International Journal of Aviation Psychology Nr. 15(3), S.: 205–231, 2005.