

# LASTVIELFACHEN-VORGABEREGLER FÜR EIN UAV UNTER VERWENDUNG SCHNELL FAHRENDER HINTERKANTENKLAPPEN (DLC)

D. Bieniek  
 Technische Universität Berlin  
 Institut für Luft- und Raumfahrt  
 Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aerolastizität  
 Marchstraße 12, 10587 Berlin

## ÜBERSICHT

Dieser Bericht beschreibt den Entwurf und die Auslegung eines Lastvielfachen-Vorgabereglers für ein UAV unter Einbeziehung des „*Direct Lift Control*“ (DLC) Prinzips. Das UAV verfügt über schnell fahrbare Hinterkantenklappen zur direkten Beeinflussung des Auftriebs, die zur Lastvielfachen Vorgaberegelung genutzt werden sollen. Zwei Regelungskonzepte, die sich durch ihre Ausnutzung des DLC-Prinzips unterscheiden, werden vorgestellt und bezüglich ihrer Anwendbarkeit verglichen. Dabei wird neben der Führungsgenauigkeit auch die Ausregelung von Windstörungen betrachtet. Es wird auf die Auslegung der Reglerparameter eingegangen sowie der Einfluss von Totzeiten im Regelkreis untersucht.

Die Möglichkeit der direkten Auftriebsbeeinflussung eignet sehr gut zur Kompensation von Windstörungen. Für das hier entwickelte Regelungskonzept wird deshalb untersucht, inwieweit eine zusätzliche Vorsteuerung die Störkompensation verbessern kann.

## NOMENKLATUR

### Symbole

$A_R$	Amplitudenreserve
$\underline{A}, \underline{B}, \underline{C}, \underline{D}$	System-, Stell-, Ausgangs-, Durchgriffs-matrix
$D$	Dämpfungsgrad
$\underline{E}, \underline{F}$	Störmatrizen
$k_{\eta\eta_K}$	Verstärkung für Höhenruder (Konzept B)
$k_{\eta_F\eta}$	Verstärkung für Antrieb (Konzept A)
$k_{\eta_K\eta}$	Verstärkung für Klappen (Konzept A)
$k_{\eta_K\eta_K}$	Verstärkung für Antrieb (Konzept B)
$n_z$	vertikales Lastvielfaches
$q_k$	Nickrate
$\underline{x}, \underline{y}, \underline{z}, \underline{u}$	Zustands-, Ausgangs-, Stör-, Stellgrößen-vektor
$\alpha$	Anstellwinkel
$\alpha_w$	Windanstellwinkel
$\gamma$	Bahnwinkel
$\eta$	Höhenruder
$\eta_K$	Hinterkantenklappen
$\eta_F$	Stellglied der Antriebsleistung
$\Theta$	Nicklagewinkel
$\varphi_R$	Phasenreserve
$\tau$	Totzeit
$\omega_0$	Eigenkreisfrequenz

### Abkürzungen

AHRS	Attitude Heading Reference System
ALEXIS	Airborne Laboratory for EXperiments on Inflight Systems
DLC	Direct Lift Control
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
GPS	Global Positioning System
IFSys	Intelligentes Fliegendes System
LIDAR	Light Detection and Ranging
MOPS	Multi-Objective Parameter Synthesis
UAS	Unmanned Aerial System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle

## 1 EINFÜHRUNG

### 1.1 Hintergrund

Unbemannte Fluggeräte können in verschiedensten Gebieten, wie z.B. der geologischen Überwachung, der Landwirtschaft oder der Forschung eingesetzt werden. Die benötigte Technik (z. B. elektronische Bauteile, Sensoren) ist in den letzten Jahren leistungsfähiger und vor allem kleiner und preiswerter geworden, so dass Studentengruppen die Möglichkeit haben UAV-Systeme auf Basis von Modellflugzeugen oder -hubschraubern zu entwickeln. Um den Studenten die Möglichkeit zur Kombination von Theorie und Praxis und zum interdisziplinären Arbeiten geben zu können, wurde 2006 an der Technischen Universität das Studentenprojekt „IFSys“ (Intelligentes Fliegendes System) gestartet.

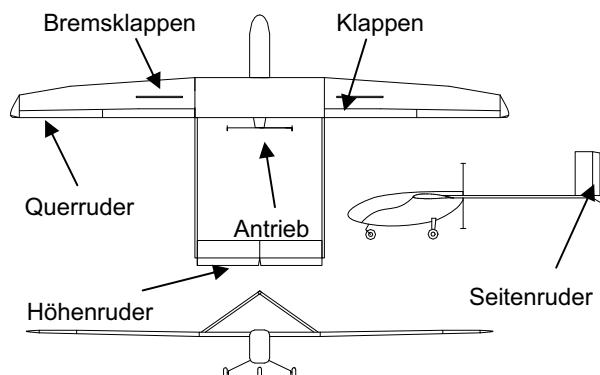


BILD 1. ALEXIS Konfiguration

Ziel des Projektes ist die Entwicklung eines autonom fliegenden UAS (Unmanned Aerial System) bestehend aus dem eigentlichen UAV und einer Bodenstation zur Überwachung und Missionsdurchführung. Bereits im November

2007 wurde der erste manuell gesteuerte Flug des unbemannten Flugzeugs ALEXIS (Airborne Laboratory for EXperiments in Inflight Systems) durchgeführt. Zurzeit wird das Regelsystem für ALEXIS entwickelt.

Für das von Studenten entworfene UAV wurde eine Konfiguration mit Druckpropeller gewählt (s. BILD 1). Höhen- und Seitenruderfunktion werden über ein Leitwerk mit negativer V-Form realisiert. Die an der Flügelhinterkante angeordneten Stellflächen werden zum einen als Querruder (außen) und zum anderen als Wölbklappen (innen) verwendet. Alle Stellflächen werden über schnell fahrende Servo-Aktuatoren angesprochen. Die folgende Tabelle fasst die wichtigsten Daten des UAVs zusammen.

#### Daten des UAVs ALEXIS:

Masse	m	7,60 kg
Nutzlast	$m_{NL}$	1,00 kg
Spannweite	b	3,96 m
Flügelfläche	S	1,10 $m^2$
Länge	l	2,00 m
Höhe	h	0,66 m
Antriebsleistung	$P_N$	1,50 kW
Maximalausschläge der Stellflächen $\eta$ , $\eta_K$ , $\xi$ und $\zeta$		$\pm 20,0^\circ$
Stellgeschwindigkeiten		$\pm 100,0^\circ/s$

## 1.2 Ziel der Arbeit

Die Klappen an den Innenseiten des Flügels ermöglichen eine direkte Beeinflussung des Auftriebs. Dieses, als „*Direct Lift Control*“ (DLC) bekannte, Prinzip soll in das bestehende Regelungssystem des UAVs integriert werden. Zunächst werden verschiedene Konzepte analysiert, wie die Hinterkantenklappen in die Steuerung von ALEXIS eingebunden werden können. Diese Konzepte bilden die Grundlage für die anschließende Entwicklung eines Vorgabereglers für das Lastvielfache  $n_z$ . Die Auslegung der Reglerparameter geschieht anhand vordefinierter vertikaler Entwurfsmanöver und unter Verwendung des Software-tools MOPS (Multi-Objective Parameter Synthesis) vom DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt). Mittels numerischer Optimierung werden die Reglerparameter so bestimmt, dass die gewählten Auslegungskriterien erfüllt werden. Um die Kompensation von Windstörungen durch den Regler zu untersuchen, sind Modelle für Böen und Turbulenz in die Simulation integriert worden. Die entwickelten Steuerungskonzepte werden anhand der Simulationsergebnisse bezüglich ihrer Anwendbarkeit beurteilt.

Da die Totzeit des sich in der Entwicklung befindlichen Regelsystems noch nicht bekannt ist, werden mögliche Quellen für Totzeiten innerhalb des UAV-Systems identifiziert. Diese werden in das Simulationsmodell eingebunden, um den Einfluss von Totzeiten auf die Stabilität des Regelkreises zu untersuchen. Um die Störkompensation weiter zu verbessern, wird die Möglichkeit einer zusätzlichen Vorsteuerung als Teil des Regelkreises betrachtet. Dabei wird neben der theoretischen Auslegung auch auf die Frage der praktischen Umsetzung eingegangen.

## 2 SIMULATIONSMODELLE

Für die Auslegung des Vorgabereglers wird ein linearisiertes Zustandsraummodell<sup>1</sup> verwendet, das an zwei getrimmten Flugzuständen von einem nichtlinearen flugmechanischen Modell des UAVs abgeleitet wurde. Die Effekte von Windstörungen werden zusätzlich über die Störmatrizen  $\underline{E}$  und  $\underline{F}$  beschrieben.

$$(1) \quad \begin{aligned} \dot{\underline{x}} &= \underline{\underline{A}} \cdot \underline{x} + \underline{\underline{B}} \cdot \underline{u} + \underline{\underline{E}} \cdot \underline{z} \\ \underline{y} &= \underline{\underline{C}} \cdot \underline{x} + \underline{\underline{D}} \cdot \underline{u} + \underline{\underline{F}} \cdot \underline{z} \end{aligned}$$

Zur Beschreibung der Aktuatordynamiken sind Raten- und Stellbegrenzungen für die einzelnen Stellflächen im Modell berücksichtigt worden. Die Dynamik des Antriebes wird über ein einfaches Verzögerungsglied 1. Ordnung angenähert.

Windstörungen werden mit einer diskreten 1-cos Bö und einem Turbulenzmodell basierend auf dem *Dryden* Spektrum simuliert. Für Böen als auch für Turbulenz wurden niedrige maximale Windgeschwindigkeiten gewählt, da das UAV nur bei angemessenen Wetterbedingungen zum Einsatz kommen wird. In TAB 1 sind die verwendeten Werte für die Windsimulation aufgeführt.

#### 1-cos Böe:

örtliche Ausdehnung von horizontalen und vertikalen Böen	40,0 m
max. Windgeschwindigkeiten	$\pm 3,0 \text{ m/s}$

#### Dryden Turbulenz:

charakt. Wellenlängen (long. / vert.)	70,0 m / 62,2 m
Standardabweichung der Turbulenz	0,5 m/s

TAB 1. Parameter der Windmodellierung

## 3 ALLGEMEINE ANFORDERUNGEN

Das automatische Flugregelungssystem soll das UAV entlang einer vordefinierten Flugtrajektorie führen, wobei es eine exakte Bahnführung ermöglichen muss. Der primäre Parameter zu Beschreibung von vertikalen Bewegungen in der Längsachse ist das Lastvielfache  $n_z$ . Windstörungen auf Grund von Böen oder Turbulenz führen zu unverzögerten Reaktionen in der vertikalen Beschleunigung. Damit ist das Lastvielfache die geeignete Regelgröße um eine präzise Bahnführung in der Längsbewegung zu erreichen und um Störungen schnell zu kompensieren. Aus diesem Grund wird für das UAV ein Lastvielfachen-Vorgaberegler in der inneren Regelschleife ausgelegt, der bezüglich des Führungs- und Störverhaltens die folgenden Anforderungen erfüllen soll:

- Beseitigung des Allpassverhaltens in der Längsbewegung,
- Reduzierung der Verzögerung der Bahnantwort,
- gute Führungsgenauigkeit bei Vorgabe eines  $n_z$  Kommandos,
- best mögliche Kompensation von Windstörungen aus Turbulenz und Böen.

<sup>1</sup> Da ein linearisiertes Modell verwendet wird stellen alle Zustandsgrößen die Abweichungen vom Referenzzustand (stationärer Horizontalflug,  $n_{z,r} = 1$ ) dar.

## 4 STEUERUNGSKONZEPTE MIT „DIRECT LIFT CONTROL“

### 4.1 Einführung in DLC

Bei der konventionellen Steuerung von Flugzeugen mittels Höhen-, Quer- und Seitenruder können die translatorischen Freiheitsgrade – bis auf eine direkte Beschleunigung durch Schubverhöhung – nicht direkt beeinflusst werden. Über Steuerausschläge müssen zunächst Rotationsbewegungen erzeugt werden. Die daraus folgenden Änderungen von Anstell- und Schiebewinkel bzw. das Kippen des Auftriebsvektors bei einer Rollbewegung, erzeugen dann Kräfte, die zu translatorischen Beschleunigungen führen. Die damit verbundene Verzögerung der Bahnantwort beeinflusst die Genauigkeit der Bahnführung. Zudem weist der Übertragungsweg vom Höhenruder auf den Bahnwinkel bei Flugzeugen mit Drachenkonfiguration Allpassverhalten auf, was zu einer zusätzlichen Verzögerung der Bahnbewegung führt.

Steht für die einzelnen Freiheitsgrade ein Stellglied zur direkten Kraftserzeugung bereit, kann die Verzögerung der Bahnantwort beseitigt werden. Die Untersuchungen auf diesem Gebiet haben sich vorwiegend mit der direkten Beeinflussung des Auftriebes und der damit verbundenen Beeinflussung der Vertikalbewegung beschäftigt. Möglichkeiten zur direkten Änderungen des Auftriebes stellen z.B. das gleichsinnige Ausschlagen von Querrudern oder das Nutzen von Spoilern dar. Eine Alternative wäre das Kippen des Schubvektors. Praktische Anwendungen beschränken sich jedoch fast ausschließlich auf den Bereich der Experimentalflugzeuge. Im Fall des UAVs ALEXIS können die Hinterkantenklappen auf der Flügelinnenseite mittels schnell fahrender Aktuatoren zur Beeinflussung des produzierten Auftriebes genutzt werden. Damit steht ein zusätzliches Stellglied für die Längsbewegung zur Verfügung was in die Steuerung eingebunden werden kann.

Von großer Bedeutung ist das Prinzip der direkten Auftriebserzeugung außerdem bei der Kompensation von Windstörungen. Durch gezieltes Ausschlagen der DLC-Stellflächen kann den windinduzierten Kräften entgegengewirkt werden, was zu einer Minderung von Strukturlasten und einer Erhöhung des Passagierkomforts führt. Als Beispiele seien hier das *Load Alleviation and Ride Smoothing* (LARS) System und das *Gust Load Alleviation System* (GLAS, [4]) des DLR erwähnt.

### 4.2 Steuerungskonzepte

Mittels des DLC-Prinzips kann die Kopplung zwischen rotatorischem und translatorischem Freiheitsgrad, theoretisch beliebig, verändert werden. Somit ist auch eine völlige Entkopplung von Rotations- und Vertikalbewegung denkbar. Die Steuerwirksamkeit des DLC-Stellgliedes und die ggf. auftretende Momentenänderung bei direkter Auftriebserzeugung stellen jedoch praktische Grenzen für die Entkopplung der Freiheitsgrade dar.

Im Falle von unbemannten Flugzeugen müssen bei der Anwendung des DLC-Prinzips Einflüsse auf die Flugeigenschaften oder die Beurteilung eines Piloten nicht berücksichtigt werden. Damit sind die Anforderungen an das DLC-System und dessen praktische Umsetzbarkeit die

einzigsten Restriktionen im Entwurfsprozess.

In BILD 2 sind die Flugzeugantworten von ALEXIS für einen Sprungeingang im Höhenruder dargestellt. Fall a) macht deutlich wie die Bahnantwort der Nicklage nacheilt und erst verzögert einsetzt. Die anderen Fälle zeigen die Bahnantworten unter Verwendung der DLC-Klappen. Diese werden proportional zum Höhenruder über ein Übersetzungsverhältnis  $k_{\eta K\eta}$  so ausgeschlagen, dass sie die Bahnantwort verstärken (d.h. bei einem positiven Höhenruderkommando wird ein negatives Klappenkommando erzeugt). Das Übersetzungsverhältnis wird von b) nach d) variiert und der Einfluss des DLC-Stellgliedes erhöht. Mit zunehmendem DLC-Einsatz werden Nick- und Vertikalbewegung entkoppelt. Bei sehr hohen Werten von  $k_{\eta K\eta}$  findet keine Nickbewegung mehr statt, d.h. eine Bahnänderung kann dann auch komplett ohne Änderung der Nicklage erzielt werden. Ein weiterer Effekt, der sichtbar wird, ist die Beseitigung des Allpassverhaltens beim Höhenruderereingang. Durch die direkte Auftriebserzeugung über die Klappen stellt sich sofort eine Bahnantwort mit richtigem Vorzeichen ein. Mit diesen Erkenntnissen wurden für das UAV zwei Konzepte abgeleitet, um die Hinterkantenklappen in die Steuerung zu integrieren.

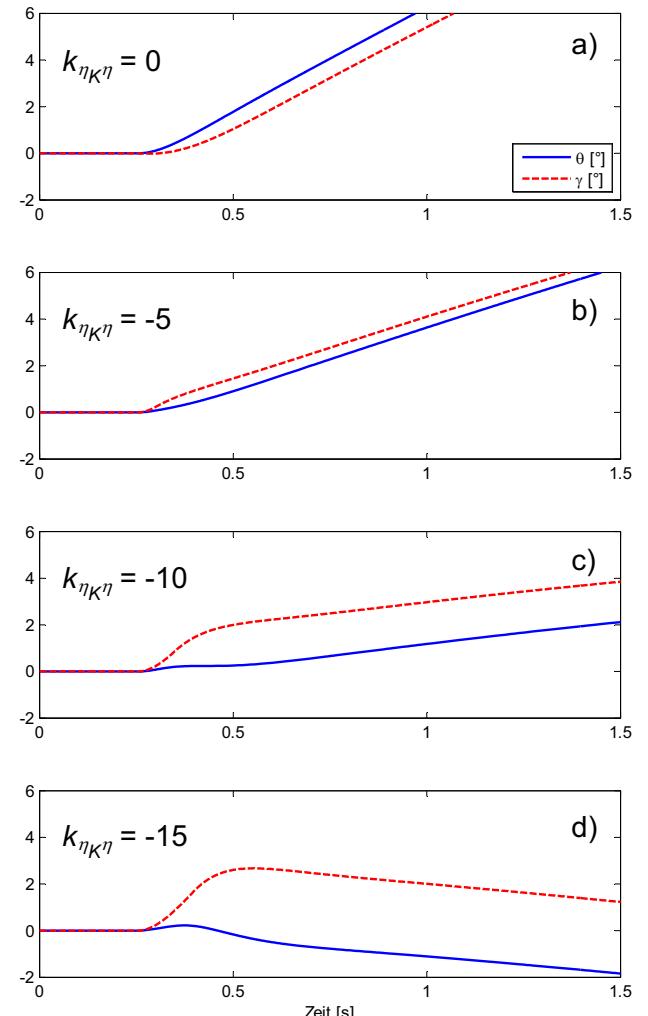


BILD 2. Kopplung von Bahn- und Nickbewegung mit DLC

#### 4.2.1 Steuerungskonzept A

Durch Höhenruderausschläge und die damit verbundene Änderung des Anstellwinkels können hohe Vertikalbeschleunigungen bzw. Lastvielfache  $n_z$  erzeugt werden. Damit sind hoch dynamische Manöver in der Längsbewegung möglich. Um die Kurzzeitantwort auf einen Höhenrudereingang zu verbessern, wird aus dem Höhenruderkommando – wie bereits beschrieben – über ein festes Übersetzungsverhältnis direkt ein Klappenkommando berechnet. Zusätzlich wird das erzeugte Klappenkommando über ein Washout-Filter 1. Ordnung geführt (s. BILD 3), um nach einem Manöver den kompletten Stellbereich der Klappen für das nächste Manöver erneut zur Verfügung zu haben. Der Einfluss der Filterparameter auf die sich einstellende Bahnantwort wurde für die Auslegung untersucht und die Werte so gewählt, dass die Anfangsantwort nahezu unverändert bleibt.

$$(2) \quad \eta_{K,com} = k_{\eta_K \eta} \cdot \frac{T_D \cdot s}{1 + T_1 \cdot s} \cdot \eta_{com}$$

Um den durch einen Klappenausschlag veränderten Widerstand auszugleichen, wird außerdem ein proportionales Stellkommando für den Antrieb erzeugt. Dies soll den äußeren, hier nicht betrachteten, Regelkreis für die Fluggeschwindigkeit entlasten. Das hier beschriebene Konzept ist in BILD 3 dargestellt

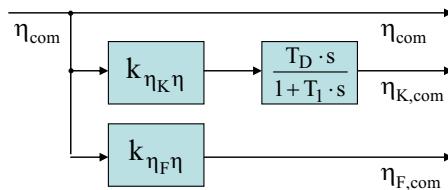


BILD 3. Blockschaltbild von Steuerungskonzept A

Der Einfluss verschiedener Übersetzungen ist in BILD 5 dargestellt. Mit einer größeren Übersetzung kann die anfängliche Bahnantwort deutlich verbessert werden. Das Lastvielfache steigt zunächst bis zum Erreichen des kommandierten Klappenausschlages an, fällt dann bei höheren Übersetzungen aber wieder leicht ab. Da der Klappenausschlag ein negatives Nickmoment erzeugt, wird die Anstellwinkeländerung vermindert. Dies führt zu einer Absenkung der quasi-stationär erreichbaren Vertikalbeschleunigung (vgl. Kurven BILD 5) bei höheren Übersetzungen. Für Steuerungskonzept A wird deshalb ein Wert von  $k_{\eta_K \eta} = -1$  gewählt. Damit kann bereits eine Verbesserung der Kurzzeitantwort erreicht werden.

Mit Steuerungskonzept A wird die Charakteristik eines vertikalen Manövers nur gering verändert. Durch die schnellere Bahnantwort ergibt sich jedoch eine Bewegung bei der Nicklage- und Bahnwinkeländerung nahezu phasengleich verlaufen (s. auch BILD 14). Die prinzipielle Flugzeuglängslage und Bahnänderung während einem Manöver mit Konzept A ist in BILD 4 dargestellt.



BILD 4. Bahnbewegung mit Steuerungskonzept A [5]

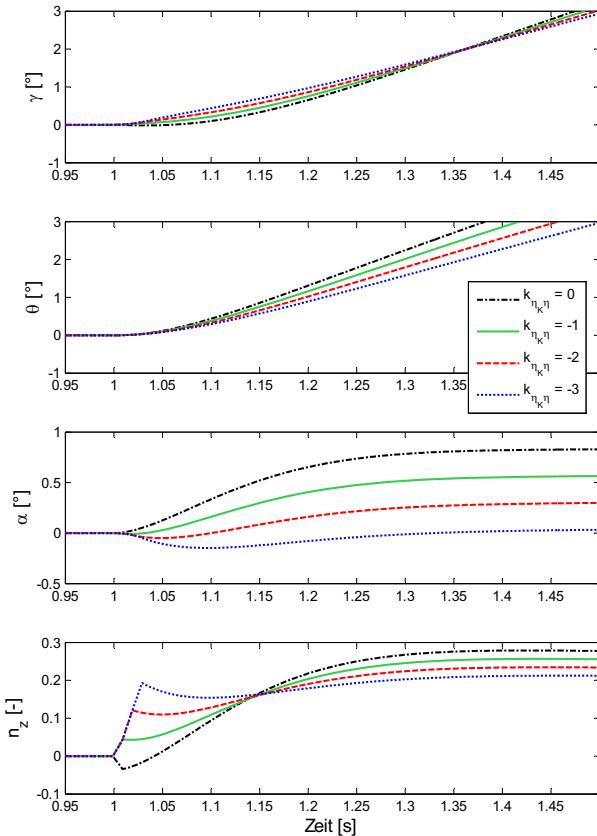


BILD 5. Einfluss verschiedener Übersetzungsverhältnisse

#### 4.2.2 Steuerungskonzept B

Wird ein sehr hohes Übersetzungsverhältnis gewählt, so wird das UAV primär über das DLC-Stellglied gesteuert. Dies ist in Steuerungskonzept B umgesetzt worden. Hier stellen die Hinterkantenklappen das primäre Stellglied zur Erzeugung von  $n_z$  dar. Das Höhenruder wird ausschließlich zur Kompensation des klappeninduzierten Nickmoments genutzt. Zur Widerstandskompensation wird auch hier ein Antriebskommando generiert (BILD 6).

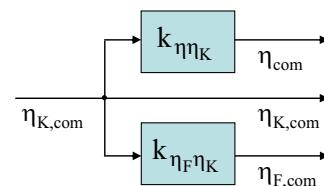


BILD 6. Blockschaltbild von Steuerungskonzept B

Mit Konzept B ist es möglich, ein vertikales Manöver zu fliegen, bei dem die Nicklage konstant bleibt. Dies ist dann von Vorteil wenn die Flugmission erfordert, dass die Nickbewegungen minimal sein müssen. Allerdings ist der Bereich möglicher Manöver durch die Effektivität der DLC-Stellflächen begrenzt.

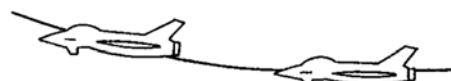


BILD 7. Bahnbewegung mit Steuerungskonzept B [5]

## 5 ENTWURF UND AUSLEGUNG DES VORGABEREGLERS

### 5.1 Struktur des Regelkreises

Eine Aufgabe des  $n_z$ -Vorgabebereglers besteht darin die Dynamik des UAVs in der Längsbewegung zu verändern und für verschiedene Trimmzustände zu vereinheitlichen. Vertikale Manöver werden hauptsächlich von der Dynamik der Anstellwinkelschwingung (AS) beeinflusst. Deshalb wird auf Basis der Näherung der AS eine Rückführung der Zustände  $\alpha$  und  $q_K$  als innerste Regelschleife gewählt. Durch Rückführung von  $q_K$  auf das Höhenruder kann so die Dämpfung der AS modifiziert werden. Über die Rückführung von  $\alpha$  kann die Frequenz variiert werden. Die Zustandsrückführung und die Steuerungskonzepte A und B bilden die Basis für den Gesamtregelkreis. Um die Struktur einfach zu gestalten, wird im Vorwärtszweig ein PI-Regler verwendet. Dieser generiert aus dem Regelfehler  $e = n_{z,com} - n_z$  je nach Steuerungskonzept ein Kommando für das primäre Stellglied. Durch den I-Anteil im Regler wird sichergestellt, dass der Regelkreis auch statioäre Führungsgenauigkeit erreichen kann. Im Fall von Konzept B wird zusätzlich eine Rückführung des Lagewinkels  $\theta$  vorgesehen, um evtl. Änderungen in der Nicklage auszuregeln. Die Gesamtstruktur des Regelkreises ist in BILD 10 dargestellt.

### 5.2 Auslegen der Reglerparameter

Die Auslegung der einzelnen Parameter des Regelkreises erfolgt mittels numerischer Optimierung. Im Falle der Rückführverstärkungen von  $\alpha$  und  $q_K$  wurden zunächst Startwerte über das Verfahren der Polvorgabe bestimmt. Dazu wurden für die Anstellwinkelschwingung ein Dämpfungsgrad  $D = 0.9$  und eine Eigenkreisfrequenz  $\omega_0 = 15$  rad/s vorgegeben. Die so ermittelten Werte konnten vom Optimierer anschließend noch um  $\pm 30\%$  angepasst werden.

Für die Optimierung wurde das Softwaretool MOPS des DLR verwendet. Um eine Optimierungsaufgabe in MOPS zu definieren, werden die Anforderungen in Form frei wählbarer normierter Optimierungskriterien formuliert. Eine gängige Form der Normierung stellt dabei die Anwendung sog. *Bad/Good* Werte dar, die die Bereiche einer optimalen, akzeptablen und einer unzureichenden Lösung des Problems abgrenzen.

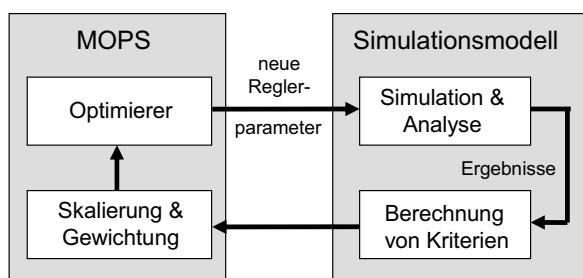


BILD 8. Datenfluss während der Optimierung

Als Vorgabe für die Optimierung der Reglerparameter wurden vertikale Entwurfsmanöver definiert. Änderungen der Flughöhe und -geschwindigkeit sind direkt über die

Gesamtenergie des UAVs miteinander gekoppelt. Kleine, kurzfristige Fehler in der Höhe oder Geschwindigkeit können durch einen Austausch von kinetischer und potentieller Energie über das Höhenruder oder die Kappen kompensiert werden. Bei größeren niederfrequenten Änderungen der Gesamtenergie muss hingegen zusätzliche Energie über den Antrieb in das System gebracht werden. Da hier kein Schubregler ausgelegt bzw. in den Regelkreis integriert wurde, wurden die Entwurfsmanöver für die Optimierung von kleinen kommandierten Höhenänderungen abgeleitet.

Das Modell zur Generierung der Designtrajektorien berücksichtigt explizit die Grenzen der beiden Steuerungskonzepte bzgl. der Fliegbarkeit dynamischer Manöver. Im Rahmen der Untersuchungen wurde schnell deutlich, dass mit Konzept B nur Manöver mit begrenzter Dynamik erfolgen konnten. Für die beiden Konzepte wurden deshalb verschiedene Maximalwerte für die Vertikalbeschleunigung und die Steig-/Sinkgeschwindigkeit definiert (s. TAB 2) und in das Trajektorienmodell eingebunden. Als Eingang für das Modell wird hier ein Höhensprung von 3 m definiert. Dieser wird vom Modell anschließend in einen fliegbaren Höhenverlauf und in eine entsprechende Lastvielfachentrajektorie umgerechnet.

	Konzept A	Konzept B
max. Lastvielfaches	$\pm 0,5$	$\pm 0,3$
max. vert. Geschwindigkeit	$\pm 4,0 \text{ m/s}$	$\pm 0,5 \text{ m/s}$

TAB 2. Grenzen für das Trajektorienmodell

Für die Optimierung der Reglerparameter wurden verschiedene Zeit- und Frequenzbereichskriterien in MOPS definiert:

- $|\Delta n_z|_{max}, \Delta n_{z,int,max}$ : Kriterien für maximalen absoluten und integralen quadratischen Fehler des Lastvielfachen bzgl. der Designtrajektorie,
- $\eta_{max}, \eta_{K,max}, \eta_{F,max}$ : Kriterien für maximale Stellausschläge, um den Stellauwand gering zu halten,
- $A_R, \varphi_R$ : Anforderungen an Amplituden- und Phasenreserven des offenen Übertragungsweges  $n_{z,com} \rightarrow n_z$ , um den Einfluss von Totzeiten und Modellunsicherheiten zu berücksichtigen ( $A_R \geq 5\text{dB}$ , optimal  $\geq 10\text{dB}$ ;  $\varphi_R \geq 40^\circ$ , optimal  $\geq 80^\circ$ ),
- $q_{K,max}$ : maximale Nickgeschwindigkeit für Konzept A,
- $\Delta\theta_{max}$ : maximale Änderung der Nicklage für Konzept B.

### 5.3 Ergebnisauswertung

BILD 9 zeigt die kommandierten und tatsächlichen Verläufe von  $H$  und  $n_z$  bei optimierten Reglerparametern. Mit Konzept A kann das UAV die vorgegebenen Lastvielfachentrajektorie gut folgen. Die kleinen Abweichungen in der maximalen Amplitude wirken sich nur gering auf den erfolgten Höhenverlauf aus. Im Fall von Konzept B zeigen sich größere Ablagen vom Sollverlauf des Lastvielfachen, welche dann einen deutlichen Höhenfehler zur Folge haben. Hier zeigt sich, dass mit einer primären Steuerung über die Hinterkantenklappen nur Manöver mit geringer Dynamik möglich sind.

BILD 14 und BILD 15 zeigen Simulationsergebnisse für eine Reihe von aufeinander folgenden Höhenkommandos

und der UAV Reaktion auf vertikale 1-cos Böen. Mit dem auf Steuerungskonzept A basierenden optimierten Regler kann ALEXIS dem vorgegebenen Verlauf des Lastvielfachen sehr gut folgen. Damit bleibt auch der Höhenfehler innerhalb der ersten 10 Sekunden gering. Erst mit größerer Simulationsdauer wächst die Höhenablage auf Grund geringer Regelfehler in  $n_z$  und auf Grund der Windstörungen an (es sei hier darauf hingewiesen, dass keine Höhenregelung vorliegt!). Durch die hohe Führungsgenauigkeit kann der äußere Regelkreis zur Bahnführung deutlich entlastet werden. Die notwendigen Stellausschläge mit Steuerungskonzept A sind gering, so dass ausreichende Reserven zur Ausregelung der Windstörungen vorhanden sind. Das zeigt sich in den Verläufen für  $t \geq 25$  s. Vertikalböen können mit Konzept A gut kompensiert werden, auch wenn sie während eines Manövers auftreten und Beschleunigungen in entgegengesetzter Richtung induzieren (vgl.  $t = 25$  s,  $n_{z,com} < 0$ , Aufwindböe). Nach 45 s wird mittels einer halben 1-cos Böe ein konstanter Abwind simuliert. Der einsetzende Wind kann fast komplett durch den Vorgabeberegler kompensiert werden. Kleine Regelfehler führen hier aber zu einem Absinken des UAVs. Dies würde durch den äußeren Bahn-Regelkreis korrigiert werden.

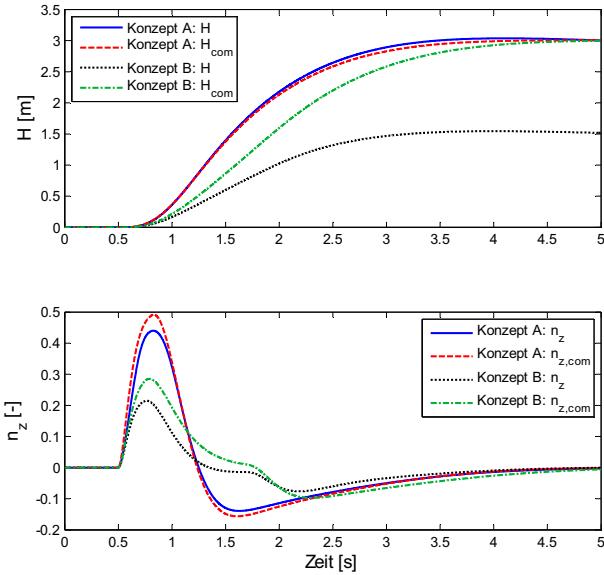


BILD 9. Designverläufe und Optimierungsergebnisse

Die begrenzte Effektivität der Klappen, und die daraus resultierende geringe Regelgüte, führen bei Konzept B zu höheren Höhenablagen als für Konzept A. Außerdem sind die notwendigen Stellausschläge deutlich größer. Im Falle der Vertikalböen führt dies dazu, dass die Stellflächen bis zu den Begrenzungen ausgeschlagen werden. Die Störungen können nicht kompensiert werden und Vorgaben vom äußeren Regelkreis zur Kompensation der Höhenfehler könnten nicht mehr umgesetzt werden. Eine Steuerung mit Konzept B ist somit bei aktueller ALEXIS Konfiguration nicht zu empfehlen.

## 6 VERBESSERUNG DER STÖRKOMPENSATION FÜR KONZEPT A

Neben der Kompensation von Böenstörungen wurde auch die Ausregelung von Turbulenz mit Hilfe der beiden Steuerungskonzepte und des darauf basierenden Reglers untersucht. Dabei zeigte sich, dass im Gegensatz zu den

Böen bei hochfrequenten Störungen eine bessere Kompensation mit Konzept B erreicht wurde. Da über die Hinterkantenklappen sehr schnell Auftriebskräfte erzeugt werden, kann den turbulenzinduzierten Beschleunigungen früher entgegengewirkt werden. Aus dieser Erkenntnis heraus wird der Vorgabeberegler mit Steuerungskonzept A um eine Vorsteuerung erweitert. Der größte Einfluss vertikaler Windstörungen auf die Flugzeugbewegung wird über den Windanstellwinkel  $\alpha_w$  beschrieben. Dieser wird über zwei Faktoren in ein Klappen- und ein Höhenrudermando umgerechnet. Das Höhenruder dient dabei erneut zur Kompensation des klappeninduzierten Nickmomentes. Diese Erweiterung des Reglers ist in BILD 11 dargestellt. Durch Kombination von Steuerungskonzept A und der Vorsteuerung des Windanstellwinkels auf das DLC-Stellglied, können theoretisch die gute Führungsgenauigkeit und Ausregelung von Böen bei Steuerung über das Höhenruder und die schnelle Kompensation von Turbulenz über die Klappen ausgenutzt werden.

Für die Auslegung der Vorsteuerungsfaktoren wird erneut die Optimierungssoftware MOPS verwendet. Damit über die Vorsteuerung nicht die Ausregelung von Böen verschlechtert wird, wird für die Optimierung ein sog. „Multi Model“ Ansatz verwendet. Dabei werden Simulationsergebnisse von Turbulenz und von einem Flug durch eine Designbö gleichermaßen in die Bewertung der Lösung einbezogen. Der Optimierer versucht damit eine Lösung zu finden bei der die Auswirkungen beider Störungen minimiert werden.

TAB 3 zeigt die Ergebnisse für das ungeregelte UAV, den Basisregelkreis und den Regelkreis mit Vorsteuerung. Der Störeinfluss wird mit dem Basis-Vorgabeberegler im Vergleich zum ungeregelten UAV bereits deutlich vermindert. Durch Integration der Vorsteuerung kann die Kompensation von Turbulenz noch weiter erhöht werden. Bei niedrigfrequenten Böenstörungen wird nur eine geringe Verbesserung erzielt.

	$ \Delta n_z _{max}$ (Böe)	$\sigma(\Delta n_z)$ (Turbulenz)
ungeregelt	0,66	0,153
mit Vorgaberegelung	0,07	0,096
mit Vorgaberegelung und Vorsteuerung	0,06	0,054

TAB 3. Verbesserung der Windkompensation

Bei der Auslegung der Vorsteuerung wurde davon ausgegangen, dass  $\alpha_w$  als Signal vorliegt, d.h. dass der Windanstellwinkel mittels eines geeigneten Verfahrens bestimmt werden kann. Die praktische Umsetzung eines geeigneten Messsystems ist bei einem Studentenprojekt und bei der Größe des UAVs aber nur schwer möglich. Ein LIDAR-System zur Gewinnung der Windinformation, wie es z.B. bei GLAS verwendet wird, stößt beim IFSys Projekt an finanzielle und konstruktive Grenzen. Als Alternative bietet sich die Kombination verschiedener bereits vorhandener Sensorinformationen an (Anstellwinkelsensor, GPS, AHRS). Dabei muss jedoch berücksichtigt werden, dass für eine effektive Vorsteuerung die Windstörung bereits vor dem UAV gemessen werden muss. Auch hier verhindern konstruktive Grenzen die Umsetzung.

## 7 EINFLUSS VON TOTZEITEN

Bei Auslegung des Regelkreises wurde von einem System mit theoretisch perfekter Signalübertragung ausgegangen. In realen digitalen Regelsystemen treten aber an verschiedenen Stellen Totzeiten auf, die das Verhalten des Regelkreises verändern und starken Einfluss auf die Stabilität haben. Mögliche Quellen für Verzögerungen sind die begrenzte Updatezeit mit der die Regelgesetze ausgewertet werden, die Digitalisierung von analogen Sensorsignalen oder interne Totzeiten in der Aktuatorik. Deshalb muss bei der Auslegung des Regelkreises auch eine Untersuchung bzgl. der Stabilität mit Totzeiten durchgeführt werden.

Für ALEXIS wurden zunächst mögliche Quellen für interne Totzeiten im Regelkreis identifiziert. Da das Regelsystem noch nicht hardwaremäßig umgesetzt ist, wurden die einzelnen Werte zunächst grob abgeschätzt. BILD 12 zeigt die Systemübersicht für das UAS. Die folgenden Totzeiten wurden identifiziert:

- Totzeit auf Grund der Übertragung der Stellkommandos an die Aktuatorik mittels eines seriellen Bus:  $\tau_{Aktuator} = 0,01$  s
- Totzeiten aus der Sensorik:  $\tau_{Sensor} = 0,033$  s
- Auswertung der Regelgesetze im FCC:  $\tau_{FCC} = 0,01$  s

Diese Totzeiten wurden in das Simulationsmodell integriert, und die Stabilität des Regelkreises mit Konzept A anhand von Simulationsergebnissen untersucht. In BILD 13 sind die Ergebnisse dieser Untersuchung dargestellt. Obwohl die Anforderungen an Amplituden- und Phasenreserve für den offenen Übertragungsweg  $n_{z,com} \rightarrow n_z$  bei der Auslegung sehr hoch angesetzt wurden, zeigt der Regelkreis mit Totzeiten bei einem Kommando im Lastvielfachen kein zufriedenstellendes Verhalten. Stattdessen stellt sich eine instabile Bewegung (s. BILD 13 oben). Da Totzeiten in der Sensorik sich auch auf die innere Rückführung von Anstellwinkel und Nickrate auswirken, sind die Amplituden und Phasenreserve des äußeren Kreises nicht aussagekräftig. Sie gelten nur für Totzeiten am Ein- oder Ausgang des betrachteten Übertragungsweges.

Mit diesen Erkenntnissen wurden die Reglerparameter unter Berücksichtigung der abgeschätzten Totzeiten erneut optimiert. Damit könnte die Bewegung des UAVs stabilisiert werden. Auf Grund der Totzeiten zeigt sich aber ein leichtes Schwingen im Verlauf des Lastvielfachen (s. BILD 13 unten), was eine leichte Abnahme der Regelgüte bedeutet. Für größere Totzeiten wird die Regelgüte weiter sinken, so dass bei der Auswahl und Auslegung der Sensorik auf eine Minimierung der Totzeiten geachtet werden muss.

## 8 ZUSAMMENFASSUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

Dieser Bericht präsentiert die Auslegung eines Lastvielfachen-Vorgabereglers für das UAV ALEXIS unter Verwendung der Hinterkantenklappen als zusätzliches Stellglied. Mit den Klappen kann der Auftrieb direkt beeinflusst werden (DLC-Prinzip) und die Bahnantwort in der Längsbewegung verbessert werden. Für die Einbindung der Klappen wurden zwei verschiedene Konzepte vorgestellt. Diese unterscheiden sich in der Ausnutzung des DLC-

Prinzips für die Lastvielfachen-Vorgaberegelung. Bei Konzept A wurden die Hinterkantenklappen unterstützend eingesetzt, während sie bei Konzept B als primäre Stellflächen genutzt werden. Des Weiteren wurde die Reglerstruktur dargestellt und die Auslegung der Reglerparameter mittels numerischer Optimierung beschrieben. Anhand von Simulationsergebnissen wurden die beiden Steuerungskonzepte verglichen. Zusätzlich wurde für Konzept A untersucht, wie die Störkompensation mittels einer Vorsteuerung des Windanstellwinkels auf die Hinterkantenklappen verbessert werden kann, und wie sich Totzeiten im Regelkreis auswirken.

Beim Vergleich der Steuerungskonzepte für die aktuelle Konfiguration von ALEXIS hat sich gezeigt, dass Konzept B gegenüber Konzept A deutliche Nachteile aufweist. Auf Grund der niedrigen Effektivität der Hinterkantenklappen können über diese nur geringe Vertikalbeschleunigungen erzeugt werden. Damit kann keine ausreichende Regelgüte für das Führungsverhalten erreicht werden und Störungen können nicht genügend kompensiert werden. In einem nächsten Schritt sollen die Klappen von ALEXIS vergrößert werden. Die dadurch erhöhte Effektivität könnte eine erfolgreiche Anwendung von Konzept B ermöglichen. Zudem soll untersucht werden, inwieweit auch die Querruder als Klappen (Flaperons) verwendet werden können, um so zusätzliche Steuerwirkung für Konzept B zu erhalten.

## DANKSAGUNG

Das „IFSys“ Projekt wird durch das TU Berlin Programm „Offensive Wissen durch Lernen“ finanziert. Der Autor möchte sich besonders bei Prof. R. Luckner, Dipl.-Ing. A. Hoffmann sowie Dipl.-Ing. M. Lamp für die Betreuung, Unterstützung und die zahlreichen fruchtbaren Diskussionen, die zum ständigen Fortschritt dieser Arbeit beigetragen haben, bedanken.

## LITERATUR

- [1] Hoffmann, A. et al: *“IFSys – A TU Berlin UAV Student Project”*; 1<sup>st</sup> CEAS European Air and Space Conference, CEAS 2007-282, 2007
- [2] Hanke, D. et al: *Verbesserung der Flugbahnsteuerung durch direkte Auftriebssteuerung*; DFVLR IB 154-74/41, Braunschweig, 1974
- [3] Hanke, D. et al: *Verbesserung der Flugbahnsteuerung durch direkte Auftriebssteuerung*; DFVLR IB 154-75/44, Braunschweig, 1975
- [4] Hecker, A.; Hahn, K.-U.: *Advanced Gust Load Alleviation System for Large Flexible Aircraft*; 1<sup>st</sup> CEAS European Air and Space Conference, CEAS 2007-110, 2007
- [5] Brockhaus, R.: *Flugregelung*; 2. Auflage, Springer Verlag, New York, 2001
- [6] Joos, H.-D.: *MOPS – Multi-Objective Parameter Synthesis, User’s Guide V5.2*; DLR, Institut für Robotik und Mechatronik, Oberpfaffenhofen, 2007

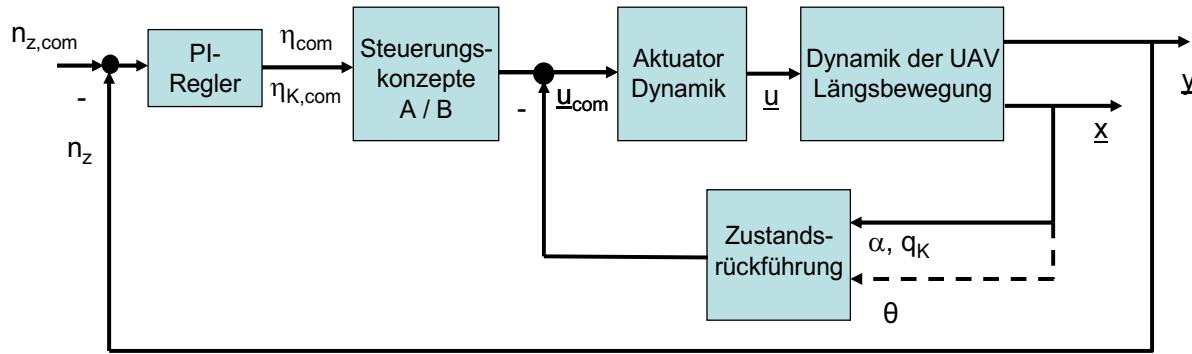


BILD 10. Struktur des gesamten Vorgabebereglers

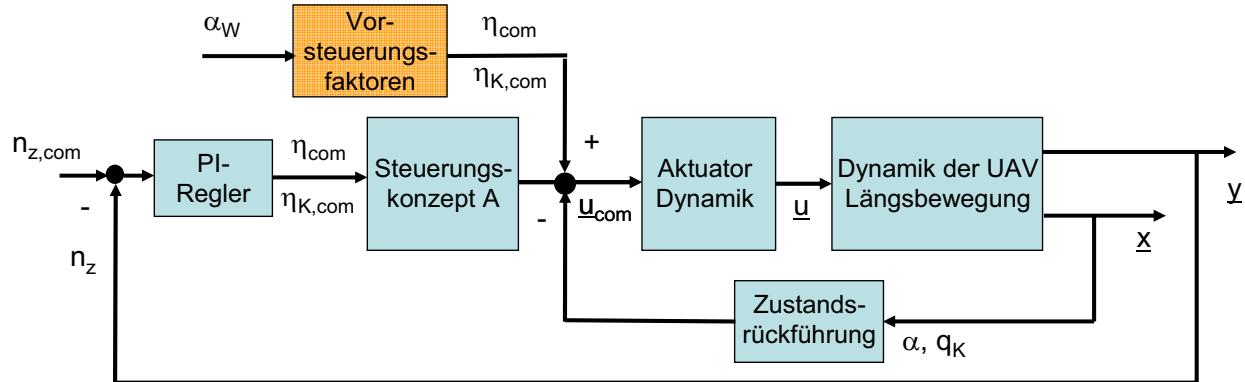


BILD 11. Struktur des Vorgabebereglers mit Konzept A und Vorsteuerung

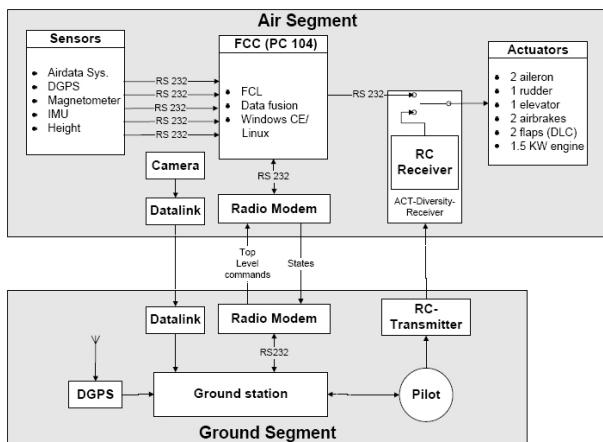


BILD 12. IFSys Systemübersicht

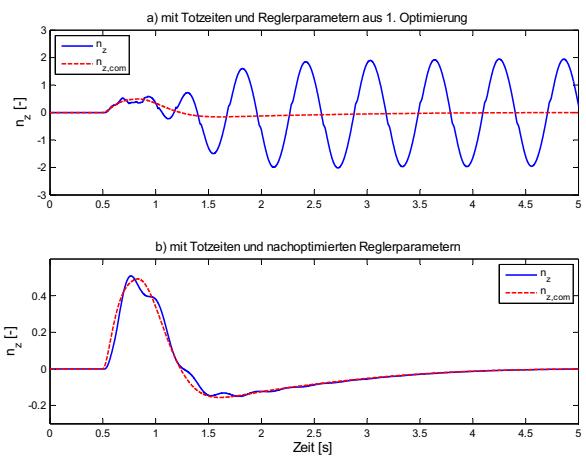


BILD 13. UAV Antworten mit Totzeiten

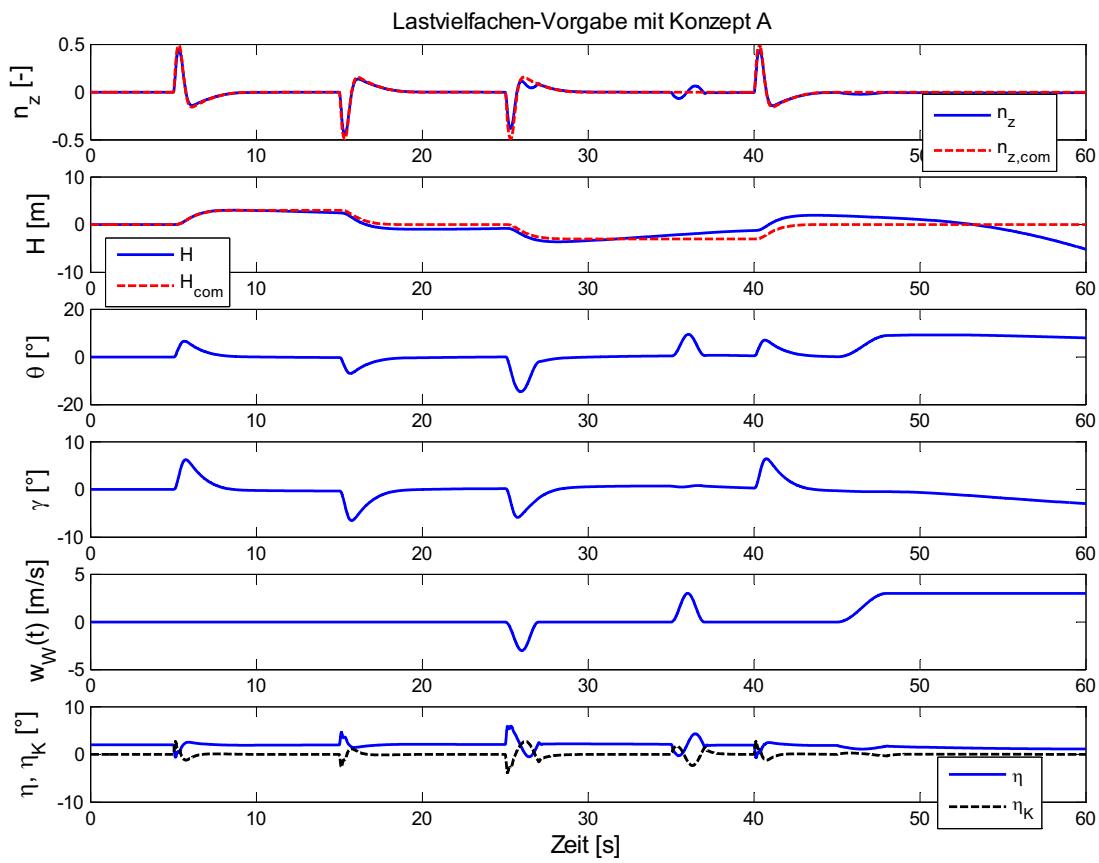


BILD 14. Simulationsergebnisse für Konzept A

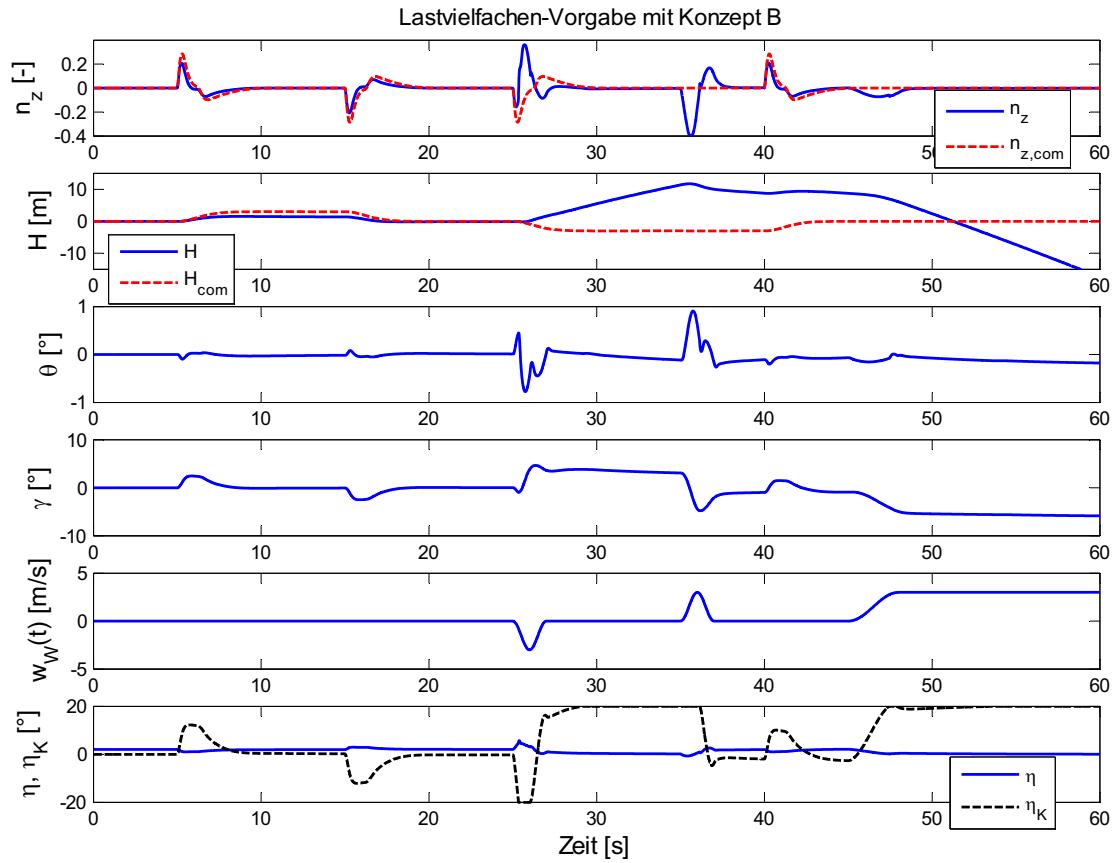


BILD 15. Simulationsergebnisse für Konzept B