

# ENTWICKLUNG EINES AUTOMATISCHEN LANDEREGLERS FÜR EIN UNKONVENTIONELLES NURFLÜGELFLUGZEUG

D. Haas, A. Iñiguez de Heredia  
 DLR Institut für Flugsystemtechnik  
 Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig  
 Germany

## ÜBERSICHT

In dieser Arbeit werden ein Vortriebsregler und ein Höhenregler separat entwickelt und in ein bereits bestehendes Nurflügler-Simulationsmodell mit integriertem Basisregler eingefügt. Es wird ein Landeregler entwickelt, der die ILS-Winkelabweichungen in horizontaler (Glideslope-Regelung) und in lateraler Richtung (Localizer-Regelung) minimiert. Der Glideslope-Regler umfasst eine Einflugssteuerung, eine Anflug- und eine Abfangbogenregelung. Die Localizer-Regelung unterscheidet eine Anflug- und eine Decrab-Regelung. Letztere ermöglicht bei Windeinfluss ein seitliches Ausrichten des Nurflüglers auf die Landebahn. Sämtliche Reglerparameter werden durch Optimierung im Zeitbereich mit geeigneten Gütfunktionalen bestimmt. Eine Verifikation der Reglerfunktionen erfolgt mittels einer Offline-Simulation.

## ABKÜRZUNGEN UND SYMBOLE

GLS	Glideslope-Signal
LOC	Localizer-Signal
VELA	Very Efficient Large Aircraft

## Symbole

$a$	Beschleunigung [ $\text{m/s}^2$ ]
$C_{Aa}$	Aerodynamisches Derivativ
$D$	Winkelabweichung vom ILS-Signal [rad]
$F$	Ausblendungsfaktor, Gütfunktional
$g$	Erdbeschleunigung [ $\text{m/s}^2$ ]
$H$	Höhe [m]
$K$	Faktor, Reglerparameter
$m$	Masse [kg]
$n$	Lastvielfaches
$p$	Rolldrehrate [rad/s]
$S$	Flügelfläche [ $\text{m}^2$ ]
$s$	Laplacevariable
$t$	Zeit [s]
$V$	Geschwindigkeit [ $\text{m/s}$ ]
$x$	Koordinate, Weg in Koordinatenrichtung [m]
$x_{HF}$	Abstand zur Landebahnschwelle bei Flare-Beginn [m]
$y$	Koordinate, Weg in Koordinatenrichtung [m]
$z$	Koordinate, Weg in Koordinatenrichtung [m]

## Griechische Symbole

$\Delta$	Abweichung
$\Theta$	Nickwinkel [rad]
$\Phi$	Rollwinkel [rad]
$\Psi$	Gierwinkel [rad]
$\Omega$	Drehratenvektor [rad/s]
$\alpha$	Anstellwinkel [rad]

$\beta$	Schiebewinkel [rad]
$\gamma$	Bahnneigungswinkel [rad]
$\delta_{\text{throttle}}$	Schubhebelstellung
$\chi$	Bahnazimut [rad]

## Indizes

0	Anfangswert
c	Kommandiertes Signal
decr	Decrab-Manöver
e	Endzeitpunkt
est	Berechnete Position zur Landebahnschwelle
F	Flare
f	Flugzeugfestes Koordinatensystem
ff	Vorwärtszweig (feed forward)
ffc	Kommandiertes Signal des Vorwärtszweigs
g	Geodätisches Koordinatensystem
in	Einflug auf den GLS
k	Flugbahnfestes Koordinatensystem
m	Vorgabewert an den Basisregler
ra	Radarmesswert
ref	Referenzwert
rho	Barometrische Höhe
TAS	Wahre Fluggeschwindigkeit (True airspeed)
TD	Landung (Touchdown)
TRIM	Trimmwert
w	Wind
x	entlang der x-Achse
y	entlang der y-Achse
z	entlang der z-Achse

## 1. EINLEITUNG

Die Prognosen des internationalen Airline-Verbandes IATA zur Entwicklung des Luftverkehrs versprechen für die Zukunft ein zunehmendes Wachstum. Die Gesamt-RPK (Revenue Passenger Kilometres) soll in den nächsten 20 Jahren um 4,7 % bis 5,1 % pro Jahr steigen (vgl. [6]). Da mit dem Airbus A380 für konventionelle Drachenflugzeuge ein Maximum an Wirtschaftlichkeit und Kapazität erreicht ist, werden wieder vermehrt alternative Flugzeugdesigns zur Bewältigung des zunehmenden Verkehrsaufkommens erforscht. Sie basieren auf unterschiedlichen Ansätzen zur Verbesserung des Verkehrsflusses, z.B. durch Erhöhung der Geschwindigkeit oder der Transportkapazität. So werden einige Designs darauf ausgelegt, mit einem steileren Anflugwinkel im Landeanflug zu operieren, um Wirbelschleppen zu umgehen und die Staffelung der Flugzeuge zu verkleinern (z.B. The Green 24 Hour Aircraft, vgl. [3]).

Ein Konzept zur Kapazitätssteigerung stellt der Nurflügler dar. Das im Englischen Blended Wing Body (BWB) genannte Design ist ein Beispiel eines Nurflüglers, bei dem Rumpf und Flügel zu einem Ganzen verschmelzen. Die Konstruktion eines Nurflüglers bietet durch den verringerte

ten Widerstand, aufgrund des fehlenden Rumpfes und der kleineren benetzten Oberfläche, aerodynamische Vorteile gegenüber konventionellen Flugzeugen. Dadurch werden Lärmemission und Treibstoffverbrauch reduziert. Bisher wurde dieses Flugzeugdesign jedoch nur selten in der zivilen Luftfahrt verwendet, da es durch den fehlenden stabilisierenden Einfluss des Seitenleitwerks in seiner Eigenbewegung oft instabil ist und durch Regelungssysteme (Stability Augmentation Systems) künstlich stabilisiert werden muss. Dies führte in der Vergangenheit zu großen Schwierigkeiten. Durch den heutigen Stand der Technik, bezüglich der Zuverlässigkeit von Regelungssystemen in Flugzeugen, lassen sich jedoch diese Probleme überwinden.

## 2. BASISREGLER

Der Nurflügler ist durch die näher am Schwerpunkt liegenden Heckleitwerke eine Konfiguration, die zur Instabilität in ihrer Eigenbewegung neigt. BILD 1 zeigt die den VELA 2 Nurflügler (vgl. [4]).

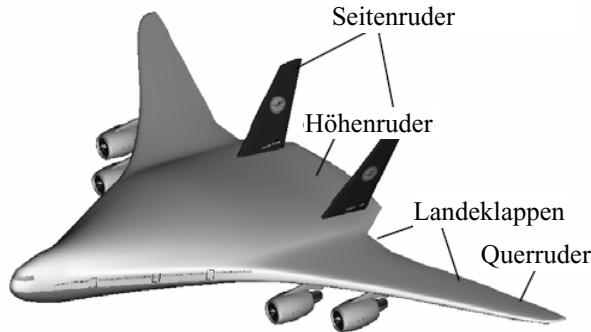


BILD 1: VELA 2 Nurflügler

Der VELA-Nurflügler weist eine schlecht gedämpfte Längs- und Seitenbewegung auf, die beide in bestimmten Flugphasen instabil werden können. Um die Eigenbewegung zu stabilisieren und ein gutes Reaktionsverhalten des Flugzeuges auf Steuereingaben zu erzielen, wurde bereits ein Basisregler für die Längs- und Seitenbewegung erstellt und implementiert. Eine erste Auslegung des Seitenbewegungsreglers wurde in [8] erarbeitet.

Der aktuell implementierte Basisregler wurde weiter optimiert. In BILD 2 wird der Basisregler der Längsbewegung und in BILD 3 der Basisregler der Seitenbewegung dargestellt. Der Basisregler dämpft die Eigenbewegung und stabilisiert die Lage des Nurflüglers.

Der Basisregler der Längsbewegung führt den Anstellwinkel  $\alpha$ , die Nickgeschwindigkeit  $q$  und den Nickwinkel  $\Theta$  zurück. Die ersten beiden Rückführungen werden proportional, die Nickgeschwindigkeit wird mit einem PI-Regler und einem Lead-Lag-Kompensator geregelt. Die Reglerparameter wurden für verschiedene Flughöhen, Fluggeschwindigkeiten und Beladungsfälle berechnet. Ausgangsgröße ist ein Höhenruderkommando. Für die im Folgenden erläuterten Regler wird  $\Theta_m$  als Kommando an den Basisregler der Längsbewegung verwendet.

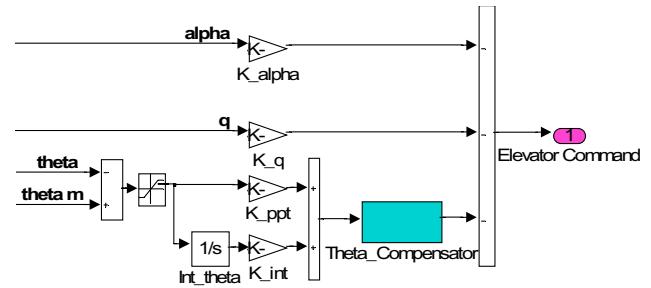


BILD 2: Basisregler der Längsbewegung

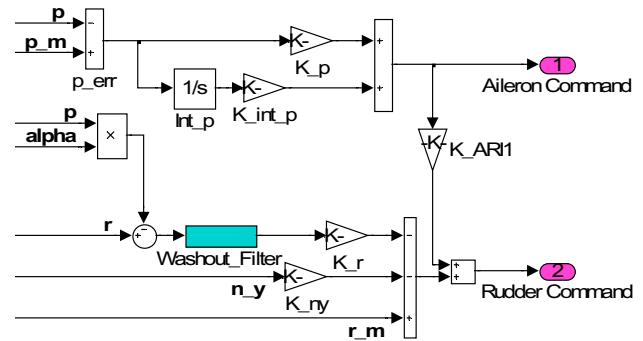


BILD 3: Basisregler der Seitenbewegung

Der Basisregler der Seitenbewegung führt die Rollgeschwindigkeit  $p$ , die Giergeschwindigkeit  $r$  und das Lastvielfache in  $y$ -Richtung,  $n_y$ , zurück. Die Rollgeschwindigkeit wird mit einem PI-Regler geregelt und bestimmt das Querruderkommando. Auf das Seitenruderkommando wirken alle zurück geführten Zustandsgrößen. Der Basisregler der Seitenbewegung wurde nur für Rollkommandos ausgelegt. Das Signal  $p_m$  wird daher im Folgenden für den automatischen Landeregler als Eingangssignal für den Basisregler verwendet.

## 3. FLUGBAHNREGLER

Die bereits vorhandene Simulation des VELA-Nurflüglers besteht neben der Nurflüglermodellierung auch aus dem in Abschnitt 2 beschriebenen Basisregler zur Stabilisation der Längs- und Seitenbewegung (vgl. [4]). Im Folgenden werden weiterführende Regelschleifen für Flugbahnschleifen:

- 1) Vortriebsregler
- 2) Höhenregler
- 3) Automatischer Landeregler

entwickelt.

Als Kommandosignale werden die Eingangssignale des Basisreglers verwendet:

- 1) In der Längsbewegung  $\Theta_m$
- 2) In der Seitenbewegung  $p_m$

Die Parameter aller Regler wurden durch die Optimierung, die in Abschnitt 4 beschrieben wird, bestimmt.

### 3.1. Vortriebsregler

Der Vortriebsregler reguliert die Geschwindigkeit über die Schubstellung  $\delta_{throttle}$ . Der erstellte Regler beinhaltet eine

Rückführung der Geschwindigkeit  $V_{TAS}$  und der Längsbeschleunigung  $a_x$ . Die Regelabweichungen werden durch Verzögerungen erster Ordnung gefiltert:

$$(1) \quad \Delta\delta_{throttle} = (-V_{TAS} + V_c) \frac{K_{V,zero}}{K_{V,pols} + s} + (-a_x + a_{xc}) \frac{K_{ax,zero}}{K_{ax,pols} + s} .$$

## 3.2. Höhenregler

Die erstellte Höhenregelung bedient sich, über das Kommandosignal des Längsneigungswinkels  $\Theta_m$  für den Basisregler, des Höhenruders als Stellgröße. Es wird eine proportionale Rückführung der vertikalen Beschleunigung  $a_{zK}$ , der vertikalen Geschwindigkeit  $\dot{H}_{ref}$  und der barometrischen Höhe  $H_{rho}$  verwendet. Ausgangsgröße der Höhenregelung ist die kommandierte Vertikalbeschleunigung  $\ddot{H}_c$ :

$$(2) \quad \ddot{H}_c = K_{az}(a_{zK,c} - a_{zK}) + K_H(\dot{H}_c + V_z) + K_H(H_c - H_{rho}) .$$

Mit der Vertikalbeschleunigung und der Grundgeschwindigkeit  $V_G$  kann die kommandierte Bahnwinkeländerung  $\dot{\gamma}_c$  berechnet werden (vgl. [2]):

$$(3) \quad \dot{\gamma}_c = \frac{\ddot{H}_c}{V_G} .$$

Mit der Bahnwinkeländerung kann über einige Schritte die Anstellwinkeländerung  $\Delta\alpha$  berechnet werden (für genauere Informationen vgl. [2]):

$$(4) \quad n_{zK,c} = \frac{1}{\cos\phi} \left( \frac{V_G}{g} \dot{\gamma}_c + 1 \right)$$

$$(5) \quad \Delta\alpha = \frac{n_{zK,c} - 1}{K_5 V_{TAS}^2 / m} .$$

Dabei sind  $K_5 = \rho_0 S C_{A\alpha} / 2g$  und  $n_{zK,c}$  das kommandierte Lastvielfache. Das Kommandosignal der Höhenregelung an den Basisregler  $\Theta_m$  ergibt mit dem Trimmanstellwinkel  $\alpha_{TRIM}$ , dem Windanstellwinkel  $\alpha_W$  und dem Bahnwinkel  $\gamma$ :

$$(6) \quad \Theta_m = \alpha_{TRIM} + \alpha_W + \Delta\alpha + \gamma .$$

## 3.3. Automatischer Landeregler

Es wurde ein automatischer Landeregler auf Basis des in [2] erstellten Reglers entwickelt, der ILS-gestützt den Nurflügler longitudinal und lateral zum Landepunkt führt. Der longitudinale Landeanflug gliedert sich hier in einen Einflug, einen Anflug und einen Abfangbogen (Flare) (siehe Abschnitt 3.3.1). Der Einflug sorgt für einen sanften Übergang von dem anfänglichen Horizontalflug in den Sinkflug während der Glideslope-Verfolgung. Der Anflug ist die Flugphase, bei der der Nurflügler dem Glideslope zur Landebahn folgt und der Abfangbogen schließt die Landung durch ein Abweichen von dem Gleitpfad mit einem Bogen ab. Der laterale Landeanflug gliedert sich in einen Anflug, bei dem der Nurflügler die seitliche Ablage von der Landebahnausrichtung minimiert, und einem abschließenden Einschwenkmanöver des Nurflüglers auf die Landebahnrichtung bei Wind (siehe Abschnitt 3.3.2).

Für die automatische Landeregelung ist die Messung der

Höhe über der Landebahn essentiell, die durch barometrische und Radiohöhenmessung zur Verfügung steht. Die barometrische Höhe ist durch Druckschwankungen in der Atmosphäre nicht sehr präzise, während die Radarhöhenmessung durch Geländeunregelmäßigkeiten gestört wird. Die Radarhöhenmessung ist jedoch der barometrischen Höhenmessung vorzuziehen, da landschaftliche Unebenheiten mit Anflug auf die ebene Landebahn abnehmen (siehe [2]).

### 3.3.1. Landeregelung der Längsbewegung

Die Landeregelung der Längsbewegung wird in vier Hauptschritten durchgeführt (vgl. BILD 4):

- 1) Positionsbestimmung des Nurflüglers bezüglich der Landebahn
- 2) Berechnung der Referenzbahn und Referenzwerte
- 3) Regelung der Parameter Höhe, Vertikalgeschwindigkeit und Vertikalbeschleunigung mit der kommandierten Bahnwinkeländerung  $\dot{\gamma}_c$  als Ausgangsgröße
- 4) Berechnung des Stellkommandos  $\Theta_m$  an den Basisregler

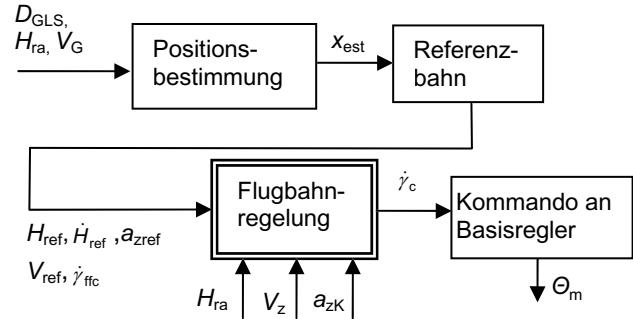


BILD 4: Struktur des Landereglers der Längsbewegung

#### 3.3.1.1. Positionsbestimmung

Die aktuelle Winkelablage des Nurflüglers von dem Glide-slope wird an Bord bestimmt. Mit Kenntnis der Winkelablage vom Leitstrahl  $D_{GLS}$ , der Flughöhe  $H_{ra}$  über Grund und des nominellen Gleitstrahlwinkels  $\gamma_{GLS}$  sowie dem Abstand des GLS-Senders zur Schwelle  $x_{GLS}$  kann der Abstand zur Landebahnschwelle für den Anflug ( $H_{ra} > H_F$ ; Höhe bei Flare-Beginn) bestimmt werden:

$$(7) \quad x_{est} = x_{GLS} - \frac{H_{ra}}{\tan(\gamma_{GLS} + D_{GLS}(H_{ra}))} .$$

Der nominelle Gleitstrahl  $\gamma_{GLS}$  hat normalerweise eine Neigung von zwischen  $-2,5^\circ$  und  $-3^\circ$  (vgl. auch [1]). Er wurde hier mit  $-3^\circ$  angenommen. Der Abstand des Glideslope-Senders  $x_{GLS}$  zur Landebahnschwelle wurde wie in [2] auf 314,8 m festgelegt.

Das GLS-Signal wird wegen Bodenreflexionen mit abnehmender Höhe unpräziser. Unterhalb von 40 m ist es für eine Gleitpfadregelung zu ungenau (vgl. [1]). Die Winkelabweichung  $D_{GLS}(H_{ra})$  wird deshalb ab einer Höhe von 45 m über dem Boden linear ausgeblendet. Der Landeanflug wird danach ohne eine bodenseitige Unterstützung fortgeführt. Die dadurch entstehende Abweichung von der Bahn ist gering, da das Flugzeug bereits auf seiner Bahn

stabilisiert ist (vgl. [2]). Die Ausblendung erfolgt durch einen Faktor  $F_{\text{DGLS}}$ :

$$(8) \quad D_{\text{GLS}}(H_{\text{ra}}) = D_{\text{GLS}} \cdot F_{\text{DGLS}}(H_{\text{ra}}).$$

Der Faktor  $F_{\text{DGLS}}$  wird in TAB 1 dargestellt.

Höhe [m]	0	25	45	100
$F_{\text{DGLS}}$	0	0	1	1

TAB 1: Ausblendungsfaktor  $F_{\text{DGLS}}$

Die Positionsbestimmung während des Abfangbogens ( $H_{\text{ra}} < H_F$ ) erfolgt über einfache Integration der Grundgeschwindigkeit  $V_G$  über der Zeit  $t$  und mit dem verbliebenen Abstand zur Landebahnschwelle  $x_{HF}$ :

$$(9) \quad x_{\text{est}} = x_{HF} + \int V_G \, dt.$$

Der Wert  $x_{HF}$  wird aus der Anflugsberechnung zum Zeitpunkt des Flare-Einflugs gewonnen.

### 3.3.1.2. Referenzbahn und Referenzwerte

Die Referenzwerte sind die Kommandosignale an die Flugbahnregelung in Abschnitt 3.3.1.3. Sie umfassen die

- 1) Referenzhöhe  $H_{\text{ref}}$
- 2) Referenz-Vertikalgeschwindigkeit  $\dot{H}_{\text{ref}}$
- 3) Referenz-Vertikalbeschleunigung  $a_{zK,\text{ref}}$
- 4) Referenz-Bahnwinkeländerung  $\dot{\gamma}_{\text{ffc}}$
- 5) Referenzgeschwindigkeit  $V_{\text{ref}}$ .

Die Kommandosignale 1)-3) unterscheiden sich für den jeweiligen Flugbereich (Einflug, Anflug und Abfangbogen). Sie werden im Folgenden näher erläutert:

Bei einem typischen Landeanflug nähert sich das Flugzeug auf einer konstanten Flughöhe dem Gleitstrahl von unten an. Die seitliche Landebahnausrichtung wird bereits recht früh vor Erreichen des GLS-Leitstrahls hergestellt. Das Glideslope-Signal ist nur bis zu einer Winkelabweichung von  $\pm 0,5^\circ$  verwertbar. Der Einflug muss also innerhalb dieses dadurch festgelegten Bereichs stattfinden. Sobald das Flugzeug sich in dem Einflugbereich befindet, muss die Höhenregelung ausgeschaltet und der Nurflügler durch den Landeregler langsam in einen Sinkflug überführt werden. Um ein sanftes Einfliegen auf den Gleitpfad zu ermöglichen, wird für die Referenz-Vertikalgeschwindigkeit  $\dot{H}_{\text{ref}}$  eine Konstante  $K_{\text{in}}$  über die Zeit integriert, während die Radarhöhe ungeregelt durchgeführt und die vertikale Referenzbeschleunigung  $\ddot{H}_{\text{ref}}$  auf Null gesetzt wird:

$$(10) \quad H_{\text{ref}} = H_{\text{ra}}$$

$$(11) \quad \dot{H}_{\text{ref}} = \int_{t_1}^{t_2} K_{\text{in}} \, dt$$

$$(12) \quad \ddot{H}_{\text{ref}} = 0$$

Die vertikale Beschleunigung  $a_{z,\text{ref}}$ , die für die Bahnregelung benötigt wird, wird durch die berechnete Höhenbe-

schleunigung  $\ddot{H}_{\text{ref}}$  und die Erdbeschleunigung  $g$  bestimmt (vgl. [2]):

$$(13) \quad a_{zK,\text{ref}} = -(\ddot{H}_{\text{ref}} + g).$$

Sobald der Nurflügler eine Sinkgeschwindigkeit von  $V_z = 3,9 \text{ m/s}$  erreicht hat, was ungefähr der Sinkgeschwindigkeit des Nurflüglers auf dem nominellen Gleitstrahl bei einer Fluggeschwindigkeit von 75 m/s entspricht, befindet sich das Flugzeug im Anflugsbereich. Während des Anflugs ( $H_{\text{ra}} > H_F$ ) werden die Referenzhöhe  $H_{\text{ref}}$  und ihre Differentiationen über den Bahnwinkel des Glideslopes  $\gamma_{\text{GLS}}$  und die in Abschnitt 3.3.1.1 bestimmte Position berechnet:

$$(14) \quad H_{\text{ref}} = (x_{\text{GLS}} - x_{\text{est}}) \cdot \tan(\gamma_{\text{GLS}})$$

$$(15) \quad \dot{H}_{\text{ref}} = -V_G \cdot \tan(\gamma_{\text{GLS}})$$

$$(16) \quad \ddot{H}_{\text{ref}} = 0.$$

$x_{\text{GLS}}$  ist dabei der Abstand des Glideslope-Senders von der Landebahnschwelle. Mit der Gl. (13) wird die Referenz-Vertikalbeschleunigung berechnet.

Ab der Schwerpunktshöhe  $H_F$ , bei der noch 9 m zwischen Hauptfahrwerk und Landebahn liegen, befindet sich das Flugzeug im Abfangbereich. Die vorgegebene Flugbahn im Abfangbereich ( $H_{\text{ra}} < H_F$ ) entspricht der Form einer Exponentialfunktion:

$$(17) \quad H_{\text{ref}} = \frac{K_1}{K_2^2} e^{-K_2 x_F} - \frac{K_1}{4K_2^2} e^{-2K_2 x_F} + K_3 x_F + K_4.$$

$x_F$  ist dabei die Position des Nurflüglers gemessen vom Punkt des Flare-Beginns. Die mathematische Definition des Flares wurde aus [5] übernommen. Durch einfache und zweifache Differentiation von  $H_{\text{ref}}$  nach der Zeit erhält man die vertikale Referenz-Vertikalgeschwindigkeit  $\dot{H}_{\text{ref}}$  und die Referenz-Vertikalbeschleunigung  $\ddot{H}_{\text{ref}}$ :

$$(18) \quad \dot{H}_{\text{ref}} = V_G \left( -\frac{K_1}{K_2} e^{-K_2 x_F} + \frac{K_1}{2K_2} e^{-2K_2 x_F} + K_3 \right)$$

$$(19) \quad \ddot{H}_{\text{ref}} = V_G^2 \left( K_1 \cdot e^{-K_2 x_F} - K_1 \cdot e^{-2K_2 x_F} \right).$$

Die zeitliche Differentiation von  $x_F$  entspricht dabei der Fluggeschwindigkeit über Grund  $V_G$ . Die Differentiation  $\dot{V}_G$  wird vernachlässigt. Die Referenz-Vertikalbeschleunigung ergibt sich durch die Gl. (13). Die Konstanten  $K_1-K_4$  wurden per Iteration mit Hilfe der Randbedingungen aus TAB 2 berechnet.

Position	Randbedingung
$x_F = 0$	$H_{ref} = H_F$
$x_F = 0$	$\frac{\dot{H}_{ref}}{V_{G,ref}} = \tan \gamma_{GLS}$
$x_F = x_{TD}$	$H_{ref,TD} = 0$
$x_F = x_{TD}$	$\frac{\dot{H}_{ref,TD}}{V_{G,ref}} = \tan \gamma_{TD}$

TAB 2: Randbedingungen des Abfangbogens

Der Nurflügler soll hier 443 m hinter der Landebahnenschwelle aufsetzen (d.h.  $x_{TD}=300$  m) bei einem Bahnneigungswinkel von  $\gamma_{TD} \approx -0,38^\circ$ .

Bei Flare-Beginn würde das Flugzeug auf eine Referenz-Vertikalbeschleunigung erst verzögert mit einer Bahnwinkeländerung reagieren. Um die Bahnverfolgung des Flugzeugs im Flare zu verbessern, wird die Bahnwinkeländerung  $\dot{\gamma}_{ffc}$  nach Ablauf der Zeit  $T_L$  berechnet und direkt zu der Ausgangsgröße der Flugbahnregelung hinzugefügt (siehe Gl. (26)). Die Bahnwinkeländerung  $\dot{\gamma}_{ffc}$  ist bereits knapp vor Eintritt in den Flare einzuleiten, nämlich in der Höhe:  $H_{\dot{\gamma}} = H_F + V_z T_L$ .

Im Bereich  $H_{ra} > H_{\dot{\gamma}}$  ist die Bahnwinkeländerung wegen des konstanten Bahnwinkelbefehls  $\gamma_{GLS}$  gleich Null:

$$(20) \quad \dot{\gamma}_{ffc} = 0.$$

Im Bereich  $H_{ra} \leq H_{\dot{\gamma}}$  weicht der Wert  $\dot{\gamma}_{ffc}$  von Null ab. Er berechnet sich mit Gl. (19):

$$(21) \quad \dot{\gamma}_{ffc} = \frac{\ddot{H}_{ref}(x_{F,ff})}{V_G} = V_G [K_1 \cdot e^{-K_2 x_{F,ff}} - K_1 \cdot e^{-2K_2 x_{F,ff}}].$$

$x_{F,ff}$  ist die Position, die nach der Zeit  $T_L$  erreicht sein wird:

Wenn die Referenzhöhe den Wert Null (Touchdown, TD) erreicht, kann das Flugzeug aus Gründen von Bahnverfolgungsgenauigkeiten immer noch in der Luft sein. Es werden für weitere gute Vorgaben hinter diesem Sollauflaufspunkt ( $H_{ra} \leq H_F$  und  $x_F \geq x_{TD}$ ) die Referenzhöhe  $H_{ref}$  auf Null gesetzt, die Referenz-Vertikalgeschwindigkeit  $\dot{H}_{ref}$  konstant gehalten und die Referenz-Vertikalbeschleunigung  $\ddot{H}_{ref}$  nach 50 m anhand einer linearen Funktion auf den Wert Null gesetzt:

$$(22) \quad H_{ref} = 0$$

$$(23) \quad \dot{H}_{ref} = \dot{H}_{ref,TD}$$

$$(24) \quad \ddot{H}_{ref} = \max \left[ 0, \left( 1 - \frac{x_F - x_{TD}}{50 \text{ m}} \right) H_{ref,TD} \right].$$

Die Referenz-Vertikalbeschleunigung ergibt sich durch die Gl. (13).

Die Fluggeschwindigkeit wird während des GLS-Anflugs konstant auf  $V_{TAS,ref} = 75$  m/s gehalten. Für eine mögliche Landung auch bei Beeinflussung der Aerodynamik durch den Bodeneffekt wird ab einer windabhängigen Höhe der Schubhebel auf Null zurückgestellt. Dies bewirkt gleichzeitig eine Verringerung der Fluggeschwindigkeit um ungefähr 2-3 m/s. Ohne Windeinfluss wird ab 30 m Höhe der Schubhebel zurückgestellt.

### 3.3.1.3. Flugbahnregelung

Die Flugbahn wird durch eine proportionale Rückführung der vertikalen Beschleunigung und Geschwindigkeit sowie einer Proportional-Integral-Rückführung der Höhe geregelt. Dies entspricht der Struktur der Höhenregelung aus Abschnitt 3.2., mit Ausnahme des integralen Anteils. Das vertikale Beschleunigungssignal  $\ddot{H}_c$  ergibt sich durch:

$$(25) \quad \ddot{H}_c = K_{az}(a_{zK,ref} - a_z) + K_{\dot{H}}(\dot{H}_{ref} + V_z) + K_H(H_{ref} - H_{ra}) + K_{HI} \int (H_{ref} - H_{ra}) dt.$$

Die Struktur des Flugbahnreglers in der Längsbewegung ist für den Anflug und den Abfangbogen identisch. Für die Konstanten erfolgt für beide Flugphasen eine unabhängige Auslegung.

Mit den Reglerausgangsvariablen lässt sich die kommandierte Bahnwinkeländerung mit der berechneten Bahnwinkeländerung  $\dot{\gamma}_{ffc}$  und mit der Grundgeschwindigkeit bestimmen (vgl. Gl. (3)):

$$(26) \quad \dot{\gamma}_c = \frac{\ddot{H}_c}{V_G} + \dot{\gamma}_{ffc}.$$

Die Umrechnung von der kommandierten Bahnwinkeländerung in das Kommandosignal für den Basisregler  $\Theta_m$  wurde in Abschnitt 3.2 bereits erläutert.

### 3.3.2. Landeregelung der Seitenbewegung

Die seitliche Landeregelung hat die Aufgabe, das Flugzeug mit Hilfe des Localizer-Signals auf die Landebahn zu führen und eine seitliche Ablage zu vermeiden. Unter Windeinfluss bedeutet das, dass der Nurflügler mit einem Vorhaltewinkel  $\psi = -\beta_W$  fliegen muss, um einen Schiebewinkel und eine Ablage vom Gleitpfad zu unterdrücken. Kurz vor dem Aufsetzen muss er wieder zur Landebahn ausgerichtet werden. Dieses Decrab-Manöver muss möglichst schnell und unmittelbar vor dem Aufsetzen durchgeführt werden, damit die seitliche Drift minimal ist. Die Anfangshöhe des Manövers ist bei 4 m des Hauptfahrwerks über Grund (vgl. [2]).

Die seitliche Landung gliedert sich in 3 Hauptschritte (vgl. BILD 5):

- 1) Berechnung der seitlichen Position des Nurflüglers
- 2) Seitliche Flugbahnregelung
- 3) Berechnung des Stellkommandos  $p_m$  an den Basisregler

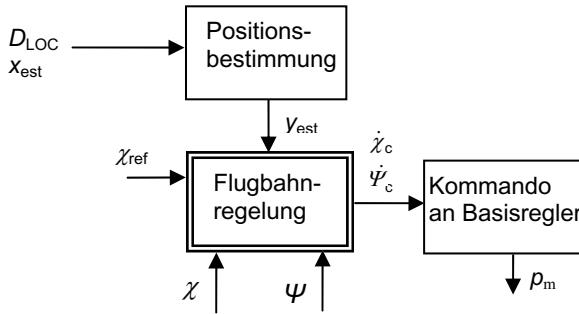


BILD 5: Struktur des Landereglers der Seitenbewegung

### 3.3.2.1. Positions berechnung

Die Abweichung vom Localizer  $D_{LOC}$  wird an Bord ermittelt. Die laterale Position des Flugzeugs  $y_{est}$  ergibt sich mit dem Abstand der Localizer-Senderposition zur Flugbahnschwelle  $x_{LOC}$ , der berechneten longitudinalen Position des Flugzeugs  $x_{est}$  und der Winkelabweichung vom Localizer:

$$(27) \quad y_{est} = -(x_{LOC} - x_{est}) \cdot \tan(D_{LOC}).$$

Der Localizer-Sender wird hier mit einem Abstand von 3000 m von der Landebahnschwelle festgelegt.

### 3.3.2.2. Seitliche Flugbahnregelung

Als Regelgrößen werden im Anflugsbereich ( $H_{ra} > H_{decr}$ , Anfangshöhe des Decrab-Manövers) der Bahnazimut  $\chi$  und die seitliche Position  $y_{est}$  verwendet und durch proportionale Rückführungen geregelt:

$$(28) \quad \dot{\chi}_c = K_{CHI}(\chi_{ref} - \chi) + \frac{K_y(y_{ref} - y_{est})}{V_G}.$$

Gleichzeitig entspricht die zeitliche Änderung des Gierwinkels der Bahnazimutänderung:

$$(29) \quad \dot{\psi}_c = \dot{\chi}_c$$

Im Bereich des Decrab-Manövers ( $H_{ra} \leq H_{decr}$ ) wird die Gierwinkeländerung als Ausgangsgröße verwendet. Es werden die laterale Position  $y_{est}$  und der Gierwinkel  $\psi$  proportional zurückgeführt:

$$(30) \quad \dot{\psi}_c = K_{CHI,decr}(\chi_{ref} - \psi) + \frac{K_{y,decr}(y_{ref} - y_{est})}{V_G}.$$

Die Referenzwerte  $y_{ref}$  und  $\chi_{ref}$  sind die Landebahnposition und -orientierung ( $y_{ref}=0$ ). Die kommandierte Bahnazimutänderung ist dabei:

$$(31) \quad \dot{\chi}_c = 0.$$

### 3.3.2.3. Berechnung des Basiskommandos

Das Kommandosignal  $p_m$  an den Basisregler wurde in [2] in Abhängigkeit vom Bahnazimutwinkel  $\alpha_K$  zu

$$(32) \quad p_m = \phi_c - \frac{g}{V_G} \sin \phi_c \cdot \alpha_K + (\dot{\chi}_c - \dot{\psi}_c) \alpha_K$$

bestimmt. Dabei wird der kommandierte Rollwinkel  $\phi_c$  mit der Grundgeschwindigkeit  $V_G$ , der Erdbeschleunigung  $g$  und den zeitlichen Ableitungen des Bahnazimuts  $\dot{\chi}_c$  und des Bahnneigungswinkels  $\dot{\psi}_c$  berechnet:

$$(33) \quad \phi_c = \arctan \left( \frac{V_G \dot{\chi}_c}{V_G \dot{\psi}_c + g} \right).$$

Seine Differentiation  $\dot{\phi}_c$  ergibt sich durch eine Filterung von  $\phi_c$  mit einer  $PT_1$ -Verzögerung mit der Rollzeitkonstanten  $T_\phi$ .

Der Bahnazimutwinkel setzt sich aus dem Trimmanstellwinkel  $\alpha_{TRIM}$ , dem Windanstellwinkel  $\alpha_W$  und dem Anstellwinkel  $\alpha$  zusammen:

$$(34) \quad \alpha_K = \alpha_{TRIM} + \alpha_W + \alpha.$$

## 4. OPTIMIERUNG

Für die Regleroptimierung wird zugunsten der Berechnungszeit ein vereinfachtes Modell des Nurflüglers in MATLAB/SIMULINK verwendet, mit dem die Parameter sämtlicher Regler anhand eines MATLAB-Programms im Zeitbereich optimiert werden. Das Programm löst zur Minimierung der Regelabweichung des jeweiligen Reglers das nichtlineare Least-Square Problem über die MATLAB-Funktion „lsqnonlin“.

$$(35) \quad \min_x (F) = f_1^2 + f_2^2 + \dots + f_m^2$$

mit der Eingabefunktion  $F$ :

$$(36) \quad F = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \dots \\ f_m \end{bmatrix}.$$

Der verwendete Algorithmus ist eine „Subspace trust region“-Methode und basiert auf der Newton-Methode (vgl. [7]).

Die benutzerdefinierte Funktion  $F$  kann alle Faktoren enthalten, die optimiert werden müssen, um die Anforderungen an die Regelung zu erfüllen (z.B. Abweichung vom Eingabewert, Stellaktivität, usw.). Die Optimierungsparameter ändern sich je nach der Art und den Anforderungen an die Regelung.

Es wurden die Reglerkonstanten für verschiedene Flugzustände (z.B. Reiseflug, Steigflug, Landung) und Beladungsfälle bestimmt.

### 4.1. Vortriebsregler

Der Ausgangszustand für die Optimierung war der Horizontalflug. Nach einer Zeit von 3 s wurde ein Geschwindigkeitssprung um 10 m/s kommandiert.

Bei dem Vortriebsregler wurden zur Bestimmung der Reglerparameter  $K_{V,zero}$ ,  $K_{V,pols}$ ,  $K_{ax,zero}$ ,  $K_{ax,pols}$  die Geschwindigkeitsabweichung und die Stellaktivität des Schubhebels

im Zeitraum  $t_0 = 20$  s bis  $t_e = 50$  s (bzw.  $t_{02} = 0$  s;  $t_{e2} = 50$  s) minimiert:

$$(37) \quad F(x) = \begin{bmatrix} (V_c(t_0; t_e) - V(t_0; t_e)) c_1 \\ (\delta_{\text{throttle}}(t_{02}; t_{e2})) c_2 \end{bmatrix}.$$

Die Wichtungen  $c_1$  und  $c_2$  wurden während der Optimierung zu 100 und 80 bestimmt.

## 4.2. Höhenregler

Der Ausgangszustand war der Horizontalflug. Nach 3 s wurde ein Höhensprung von 10 m kommandiert.

Für die Optimierung der Höhenreglerparameter  $K_H$ ,  $K_{\dot{H}}$ ,  $K_{az}$  wurden verschiedene Gütekriterien verwendet. Ein gutes Ergebnis der Sprungantwort auf eine Höhenvorgabe wurde durch das Funktional

$$(38) \quad F(x) = [H_c(t_0; t_e) - H(t_0; t_e)]$$

erzielt. Der Zeitbereich wurde zu ( $t_0 = 20$  s bis  $t_e = 50$  s) bestimmt. Die Stellaktivität des Höhenruders wurde durch die erst ab 17 s nach der Sprungeingabe einsetzende Minimierung der Regelabweichung gering gehalten.

## 4.3. Landeregler der Längsbewegung

Ausgangszustand war ein ausgetrimmter Sinkflug mit -2° Bahnneigungswinkel in 500 m Höhe. Es wurde ein Bahnwinkelsprung auf -3° vorgegeben.

Die Reglerparameter  $K_H$ ,  $K_{\dot{H}}$ ,  $K_{az}$  und  $K_{HI}$  der longitudinalen Anflugsregelung wurden über die Minimierung der Winkelabweichung vom kommandierten Bahnneigungswinkel bestimmt:

$$(39) \quad F(x) = [\gamma_c(t_0; t_e) - \gamma(t_0; t_e)].$$

Der Zeitbereich wurde mit ( $t_0 = 40$  s bis  $t_e = 50$  s) festgelegt.

Der Ausgangszustand für die Optimierung der Reglerparameter des Abfangbogens  $K_H$ ,  $K_{\dot{H}}$ ,  $K_{az}$  und  $K_{HI}$  wurde bei einer Höhe von 40 m, einer Fluggeschwindigkeit von 75 m/s und einem Bahnwinkel von -3° festgelegt. Es wurden zugleich die Bahnwinkelabweichung vom kommandierten Bahnneigungswinkel und die Höhenabweichung von der Referenzhöhe minimiert:

$$(40) \quad F(x) = \begin{bmatrix} \gamma_c(t_0; t_e) - \gamma(t_0; t_e) \\ H_c(t_0; t_e) - H(t_0; t_e) \end{bmatrix}.$$

Der Zeitraum des Aufsetzens, zu dem der Bahnwinkel und die Höhe minimal von der Referenzwerten abweichen sollten, betrug:  $t_0 = 11$  s;  $t_e = 12$  s.

## 4.4. Landeregler der Seitenbewegung

Die Optimierung wurde in verschiedenen Höhen bei einer Geschwindigkeit von 75 m/s bei konstantem Seitenwind

durchgeführt. Die Reglerparameter  $K_{CHI}$  und  $K_y$  der lateralen Anflugregelung wurden für eine minimale seitliche Ablage berechnet:

$$(41) \quad F(x) = [y_c(t_0; t_e) - y(t_0; t_e)].$$

Der Zeitraum, zu dem die seitliche Abweichung von der Landebahn minimal sein sollte, betrug:  $t_0 = 30$  s bis  $t_e = 60$  s.

Die Optimierungssimulation für die Decrab-Regelung wird in 300 m Höhe bei konstantem Seitenwind gestartet, damit sich der Nurflügler in einer Windsituation stabilisiert. Für die Reglerparameter der Decrab-Manöverregelung  $K_{CHI,dec}$  und  $K_{y,dec}$  wird die Differenz zwischen der Landebahnausrichtung  $\psi_c$  und dem Gierwinkel  $\psi$  des Nurflüglers minimiert:

$$(42) \quad F(x) = [\psi_c(t_0; t_e) - \psi(t_0; t_e)].$$

Hierbei wird  $\psi_c = 0$  angenommen. Die  $t_0$  wurde zu dem Zeitpunkt festgelegt, wenn der Nurflügler in den Decrab-Bereich einfiegt ( $t_0 = 75$  s). Der Endzeitpunkt liegt bei ( $t_e = 76$  s), kurz nachdem das Flugzeug aufgesetzt hat.

## 5. SIMULATIONSERGEBNISSE

Die erstellten und optimierten Regler wurden in das nicht-lineare Simulationsmodell in MATLAB/SIMULINK integriert und in einer Offline-Simulation auf ihre Funktionsweise überprüft.

### 5.1. Vortriebsregler

Als ausgetrimmter Flugzustand wurde für die Offline-Simulation ein Horizontalflug in der Höhe von 1000 m und bei einer Fluggeschwindigkeit von 150 m/s gewählt. Nach 10 s wurde eine Geschwindigkeitsänderung auf 160 m/s vorgegeben. BILD 6 zeigt die Reaktion der Geschwindigkeit auf die Sprungeingabe.

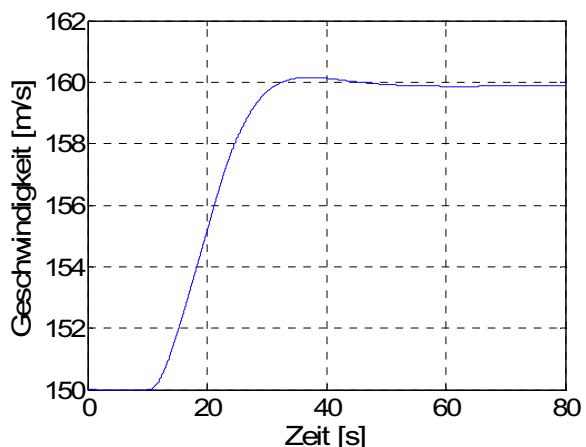


BILD 6: Sprungantwort auf eine Geschwindigkeitsvorgabe

Innerhalb von 20 s nach Sprungeingabe erreicht der Nurflügler die kommandierte Geschwindigkeit und hält sie mit kleiner stationärer Abweichung. Die Höhe des Nurflüglers steigt nach Einschwingen der Geschwindigkeit

linear an.

## 5.2. Höhenregler

Für die Höhenregelung wird für den Trimmzustand ein Horizontalflug in einer Höhe von 500 m bei einer Fluggeschwindigkeit von 75 m/s gewählt. Nach 10 s wurde ein Höhensprung auf 510 m kommandiert. Da bei der Höhenregelung gleichzeitig die Fluggeschwindigkeit konstant gehalten wird, zeigt BILD 7 die Höhenreaktion und BILD 8 die Fluggeschwindigkeitsreaktion während des Höhenkommandos. Die Höhe hat innerhalb von ca. 25 s nach Sprungeingabe die kommandierte Höhe erreicht und hält sie mit einer kleinen stationären Abweichung. Die Geschwindigkeit verringert sich anfangs mit zunehmender Höhe, wird aber nach 40 s wieder auf die Trimmgeschwindigkeit zurückge-regelt.

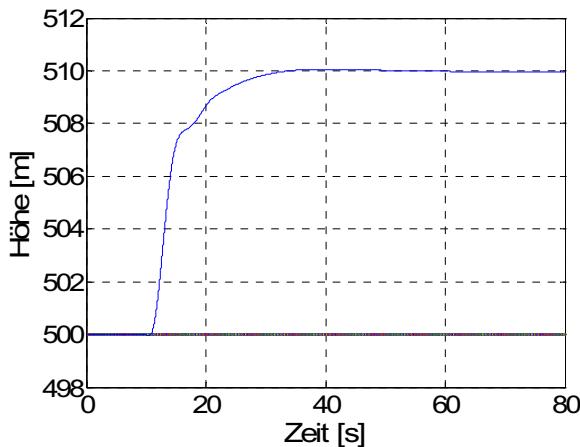


BILD 7: Höhenantwort auf eine Höhenvorgabe

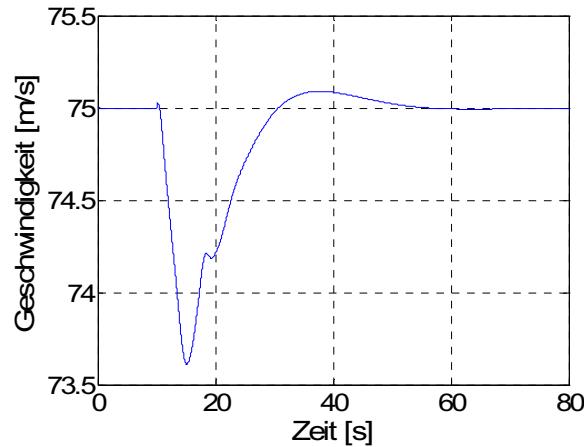


BILD 8: Geschwindigkeitsantwort auf eine Höhenvorgabe

## 5.3. Landeregler

### 5.3.1. Landeregler der Längsbewegung

Der longitudinale Landeanflug wird in der Simulation vor dem Einflug in den GLS-Strahl ohne laterale Abweichung von der Führungsbahn und in einer Höhe von 500 m bei einer Fluggeschwindigkeit von 75 m/s gestartet. Bei der Abbildung der Höhe in BILD 9 gilt es zu beachten, dass es sich um die Höhe des Schwerpunkts über Grund handelt.

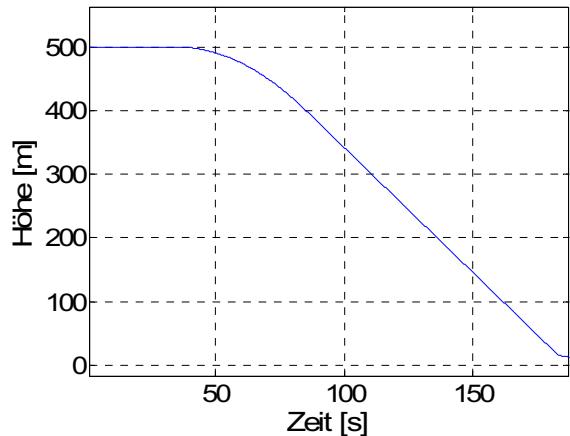


BILD 9: Schwerpunktthöhe bei einer autonomen Landung in der Längsbewegung

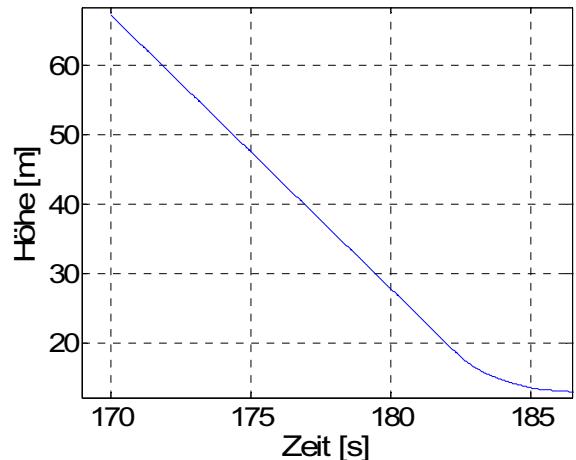


BILD 10: Schwerpunktthöhe beim Aufsetzen

Nach 40 s befindet sich das Flugzeug in dem verwertbaren Winkelbereichs des Glideslopes und beginnt seinen Sinkflug (vgl. BILD 9). Nach ungefähr 80 s ist der Glideslope erreicht und das Flugzeug stabilisiert sich auf den vorgegebenen Bahnwinkel. Nach 182 s beginnt der Abfangbogen (vgl. BILD 10). Bei ca. 186 s setzt das hintere Fahrwerk auf.

In BILD 11 ist die Bahnverfolgung während des Abfangbogens bis hin zum Aufsetzen des hinteren Fahrwerks gezeigt. Der Nurflügler verfolgt die Referenzbahn gut.

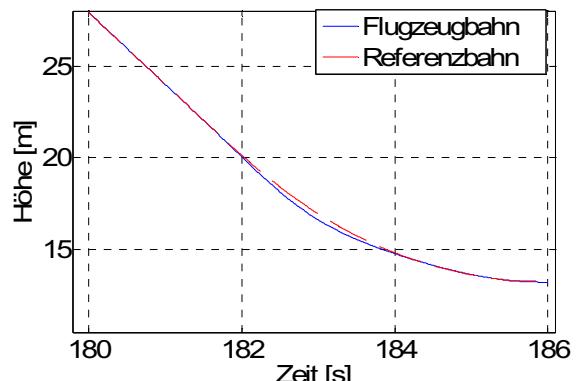


BILD 11: Bahnverfolgung im Aufsetzbereich

Der erste Bodenkontakt des hinteren Fahrwerks erfolgt 0,65 m vor dem gewünschten Aufsetzpunkt.

### 5.3.2. Automatische Landung

Als Ausgangsposition wurde für diese Simulation eine seitliche Abweichung zur Landebahn ausrichtung von 20 m ausgewählt. Der Nurflügler befindet sich im Horizontalflug in einer Höhe von 500 m bei einer Fluggeschwindigkeit von 75 m/s und noch außerhalb des wirksamen Glideslope-Bereichs. BILD 12 zeigt den Zeitverlauf der Höhe des Nurflüglers während einer lateral und longitudinal geregelten Landung.

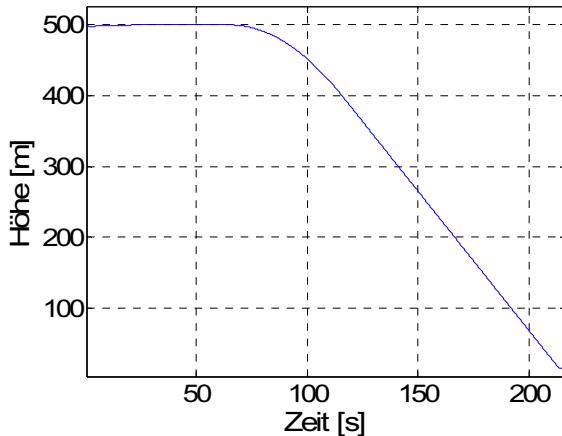


BILD 12: Schwerpunkthöhe bei einer autonomen Landung

Zuerst bewirkt die laterale Regelung ein Einschwenken des Flugzeugs auf den Localizer (vgl. BILD 13). Nach ca. 50 s ist das Flugzeug stabilisiert. Da kein Wind herrscht, wird der Gierwinkel nach Erreichen der Localizer-Bahn wieder zu Null zurückgeregelt. Nach 45 s erreicht der Nurflügler den verwertbaren Glideslope-Bereich und beginnt den Sinkflug. Nach 120 s ist der Gleitwinkel von -3° erreicht und wird gehalten. Bei ca. 215 s setzen die Heckfahrwerke auf, bei ca. 218 s das Bugfahrwerk.

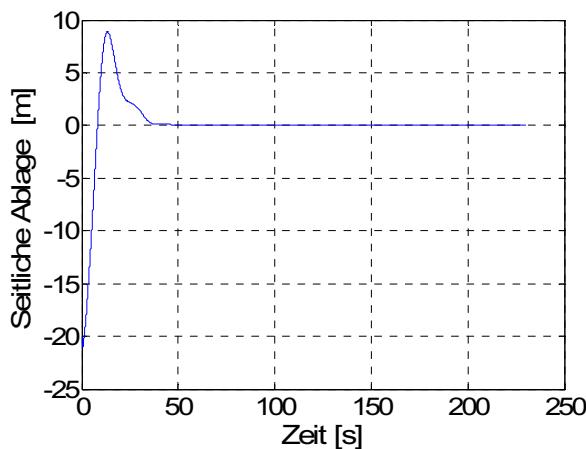


BILD 13: Seitliche Ablage von der Landebahn

Die seitliche Landung erfolgt ohne Ablage auf der Landebahnmittellinie. Der erste Bodenkontakt des hinteren Fahrwerks erfolgt wie in Abschnitt 5.3.2. 0,65 m vor dem gewünschten Aufsetzpunkt.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Arbeit wurden ausgehend von dem bereits implementierten Basisregler des Nurflüglers weiterführende Regelschleifen für eine separate Geschwindigkeits- und Höhenregelung entwickelt. Darüber hinaus wurde ein automatischer Landeregler modelliert, der die Winkelabweichungen vom ILS-Signal in longitudinaler und lateraler Richtung durch Flugbahnregelung minimiert und das Flugzeug zum Aufsetzpunkt führt. Zusätzlich wurde eine Vorrichtung für einen behutsamen Einflug in das ILS-Signal eingefügt.

Sämtliche Reglerparameter wurden anhand von Sprungantworten mit Hilfe eines MATLAB-Programms für verschiedene Flugzustände und Beladungsfälle im Zeitbereich optimiert. Die Regler konnten in einer Offline-Simulation in ihrer Funktionsweise verifiziert werden. Der Landeregler zeigte eine gute Verfolgung des Landekurses bei ungestörter Atmosphäre (Landegenauigkeit: longitudinal auf 0,65 m, lateral auf 0 m genau).

### 6.1. Ausblick

Weiterführende Themen für nachfolgende Arbeiten sind z.B. die Entwicklung einer kombinierten Höhenruder-Schubregelung, sowie die weitere Anpassung des Landereglers an Wind und turbulente Atmosphäre (robuste Regelung). Eine genauere Simulation kann zudem noch durch Integration einiger Teilmodule in das Modell erzielt werden. So fehlt z.B. eine Modellierung der Sensoren (z.B. Druckmesser, GPS), ein Bodeneffektmodell und eine realistische Simulation der Aktuatoren, die bislang nur mit einer einfachen Verzögerung angenähert sind. Nachfolgende Untersuchungen können zudem in dem Bereich kritischer Flugzustände (z.B. Triebwerksausfall, Stall) in einer Echtzeitsimulation durchgeführt werden.

## LITERATUR

- [1] BROCKHAUS, R.: *Flugregelung*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1994
- [2] GOCKEL, W.: *Design of an Autoland System for UAV Application Using ATTAS as Demonstrator*. Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, DLR-IB 111-2000/13, 2000
- [3] HEPPERLE, M.: *Environmental Friendly Transport Aircraft*. Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig, STAB Symposium 2002, München, 2003
- [4] INIGUEZ DE HEREDIA, A.; FRIEHMELT, H.: *GN&C Concepts for a Blended Wing Body*. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA 2005-6351, 2005
- [5] LAMBREGTS, A. A.: *Avoiding the Pitfalls in Automatic Landing Control System Design*. AIAA paper 82-1599, 1982
- [6] MARTÍNEZ-VAL, R.; MARTÍNEZ CABEZA, J. A.; PÉREZ, E.: *Flying Wings and Emerging Technologies: An Efficient Match*. Departamento de Vehículos Aeroespaciales, ETSI Aeronáuticos, Universidad Politécnica de Madrid, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2004
- [7] N.N.: *Matlab - The Language of Technical Computing*, The Mathworks. Version 6, 2003

- [8] SCHMAND, C.: *Design eines Seitenbewegungsreglers für ein nichtlineares, schwanzloses Flugzeugmodell und Integration in eine Echtzeitsimulation*. Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig, 2005