MODELLIERUNG VON FLUGBAHNTRAJEKTORIEN IM LANDEANFLUG FÜR STATISTISCHE UNTERSUCHUNGEN

B. Boche, R. Luckner
TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstrasse 12, 10587 Berlin

ÜBERSICHT

Für Sicherheitsanalysen von Anflugverfahren werden validierte Simulationsmodelle benötigt, mit denen die Anflugbahnen unterschiedlicher Flugzeugtypen berechnet werden können. Der Bericht beschreibt wie ein solches Modell entwickelt wurde, demonstriert an Beispielen seine Funktionsfähigkeit, vergleicht erste Ergebnisse mit Daten, die am Flugplatz Frankfurt gemessen worden sind und nennt die Schritte, die zu einer Validierung noch erforderlich sind.

1. EINLEITUNG

In der Zukunft wird die Anzahl der Flugbewegungen weiter zunehmen und somit auch die Anzahl von Starts und Landungen. Weltweit suchen deshalb Flughäfen nach Wegen, um die Start- und Landekapazität zu steigern, da diese schon heute in Spitzenzeiten an ihre Kapazitätsgrenze stoßen. Der kostengünstigste Weg ist eine flexiblere Nutzung des verfügbaren Luftraums mit Hilfe optimierter Anflugverfahren. Die Entwicklung neuer Verfahren muss so erfolgen, dass das erreichte Sicherheitsniveau mindestens auf dem bisherigen Niveau gewährleistet ist.

Für Präzisionsanflüge wird das ILS (Instrument Landing System) verwendet, mit dem die vertikale und laterale Abweichung an jedem Punkt des Anflugpfades bestimmt und kontrolliert werden kann. Die Festsetzung und Veröffentlichung der Toleranzen für ILS-Systeme erfolgt durch die ICAO (International Civil Aviation Organization). Diese Anforderungen wurden bereits vor einigen Jahrzehnten spezifiziert und basieren auf der damaligen navigatorischen Leistungsfähigkeit der Bodenanlagen und Flugzeugausrüstung. Inzwischen hat sich die Leistungsfähigkeit der Systeme stark verbessert, wodurch die Möglichkeit gegeben ist, Verfahren und Techniken innerhalb dieser Toleranzen zu entwickeln, ohne die Sicherheit zu gefährden. Dieses wird beispielsweise durch die FLIP-Studie (*Flight Performance using Frankfurt ILS* vgl. /5/) der *Deutschen Flugsicherung* (DFS) bestätigt, in der ca. 40.000 ILS-Anflüge am Frankfurter Flughafen aufgezeichnet und ausgewertet wurden.

Das Ziel der Arbeit ist der Aufbau und die Verifikation eines einfachen aber realitätsnahen Simulationsmodells, welches die Aufenthaltswahrscheinlichkeit eines anfliegenden Flugzeuges bezogen auf den ILS-Pfad berechnet. Solche Modelle werden benötigt, um die Sicherheit neuer Verfahren zu untersuchen und nachzuweisen. Es werden Landeanflüge unter allen denkbaren Betriebsbedingungen modelliert und eine für statistische Auswertungen ausreichende Anzahl von Anflügen wird in Monte-Carlo-Simulationen durchgerechnet. Die simulierten Anflugbahnen werden mit den in der FLIP-Studie erfassten Anflügen verglichen.

2. MODELLIERUNG DER ANFLUGTRAJEKTORIEN

Modelliert wird lediglich das Endanflugsegment (Final Approach). Für dieses Segment liegen aus der FLIP-Studie Vergleichstrajektorien vor. Das Gesamtmodell bildet einen geschlossenen Regelkreis. Es setzt sich aus Teilmodellen zusammen, die sich gegenseitig beeinflussen, wie BILD 1 zeigt. Im Einzelnen sind es:

Das Modell der Flugdynamik,
mit dem das dynamische Verhalten des Flugzeuges beschrieben wird. Das geschieht in Abhängigkeit von den Steuerbefehlen des Autopiloten bzw. des Piloten, vom Gewicht, der Klappenkonfiguration, dem Fahrwerk, den atmosphärischen Einflüssen. Zum flugmechanischen Modell gehören auch die Stellgrößendynamik und die Positionsberechnung.

Das Modell des Navigationssystems,
das aus der aktuellen Position des Flugzeuges die Ablage zum Sollflugweg ermittelt.

Das Atmosphären- und Windmodell,
das Luftdichte, Schallgeschwindigkeit, Windgeschwindigkeit und -richtung am Ort des Flugzeuges berechnet.

Das Modell der Flugsteuerung,
das ausgehend von den Ablagen zum Sollflugweg, Höhe, Fluggeschwindigkeit, Bahnneigungswinkel und Azimut die Steuerbefehle des Autopiloten oder des Piloten berechnet, um die Ablage vom Sollpfad zu korrigieren. Es besteht aus Bahn- und Schubregler.

Anfangswerte für die Simulation,
welche in einer Datei stehen, in der alle Größen definiert werden, die den Anfangspunkt der Simulation charakterisieren (z.B. der Ort des Flugzeuges zu Beginn des Anfluges).

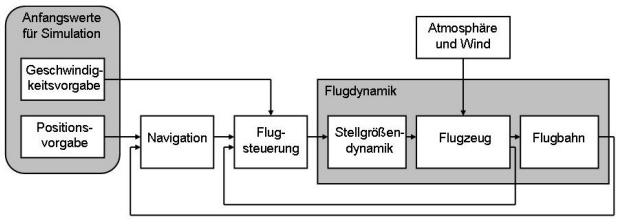

BILD 1. Simulationsmodell zur Modellierung von Anflugtrajektorien

Die Modelle müssen angemessen genau sein, dürfen aber nur wenig Rechenzeit erfordern, da sie in Monte-Carlo-Simulationen eingesetzt werden sollen, bei denen 100.000 oder mehr Anflüge simuliert werden müssen.

2.1. Modell der Flugdynamik

Die nichtlinearen Bewegungsgleichungen der Flugdynamik ergeben sich aus dem Kräfte- und Momentengleichgewicht. Für die Modellierung der Flugbahntrajektorien ist es ausreichend, das Flugzeug als Punktmasse zu betrachten und anzunehmen, dass sich die Momente im Gleichgewicht befinden. Damit können die rotatorischen Freiheitsgrade abgekoppelt werden.

Mit den Bahngrößen Bahngeschwindigkeit V_K, Bahnazimut χ und Bahnneigungswinkel γ ist die einfachste Beschreibung der Anflugbahn möglich. Diese Parameter sind explizit in der Kraftgleichung enthalten, wenn die Bewegungsgleichungen im bahnfesten Koordinatensystem aufgestellt werden:

(1) $$-\underline{F}_k^K = \underline{\underline{T}}_{ka} \cdot \underline{R}_a^A + \underline{\underline{T}}_{kf} \cdot \underline{F}_f + \underline{\underline{T}}_{kg} \cdot \underline{G}_g$$

Mit folgenden Vereinfachungen (vgl. /1/):

- Die Momente befinden sich im Gleichgewicht;
- Die Querkraft Q und der Schiebewinkel β sind Null;
- Der Schubvektor befindet sich in der x-Achse des flugzeugfesten Koordinatensystems, mit der Folge, dass der Schubeinstellwinkel i_F=0 ist;
- Die Winkel α, α_K, β_K, α_W und β_W sind klein, so dass $\sin\alpha \approx \alpha$ und $\cos\alpha \approx 1$ ist;
- Die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sind nur vom Anstellwinkel abhängig

ergibt sich die Bewegungsgleichung:

(2) $$m \cdot \begin{bmatrix} V_K \\ \chi\, V_K \cos\gamma \\ -\gamma \cdot V_K \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & \sin\Phi & \cos\Phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -1 \\ \beta_W \\ \alpha_W \end{bmatrix} W \cdot \begin{bmatrix} \alpha_W \\ -\sin\Phi \\ \cos\Phi \end{bmatrix} A + \begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_K \\ -\alpha_K \end{bmatrix} \cdot F + \begin{bmatrix} -\sin\gamma \\ 0 \\ \cos\gamma \end{bmatrix} m\, g$$

Für die Lösung der Bewegungsgleichung müssen die fünf Größen V_A, α_W, β_W, A und W bestimmt werden. Die drei Größen V_A, α_W und β_W berechnen sich aus der Geschwindigkeitsgleichung (3). Diese Gleichung beschreibt die Beziehung zwischen den Bahn-, Flug- und Windgeschwindigkeitsvektoren im bahnfesten Koordinatensystem.

(3) $$\underline{\underline{T}}_{ka} \cdot \underline{V}_{Aa} = \underline{V}_{Kk} + \underline{\underline{T}}_{kg} \cdot \underline{V}_{Wg}$$

Umgestellt nach $\underline{V}_A$ (Fluggeschwindigkeit) erhält man:

(4) $$\begin{bmatrix} 1 \\ -\beta_W \\ -\alpha_W \end{bmatrix} \cdot V_A = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Phi & \sin\Phi \\ 0 & -\sin\Phi & \cos\Phi \end{pmatrix} \cdot \left\{ \begin{bmatrix} V_K \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{pmatrix} \cos\gamma\cdot\cos\chi & \cos\gamma\,\sin\chi & \sin\gamma \\ -\sin\chi & \cos\chi & 0 \\ \sin\gamma\cdot\cos\chi & \sin\gamma\,\sin\chi & \cos\gamma \end{pmatrix} \begin{bmatrix} u_W \\ v_W \\ w_W \end{bmatrix}_g \right\}$$

Die Berechnung von Auftrieb A und Widerstand W erfolgt unter der Annahme, dass deren Beiwerte allein vom Anstellwinkel abhängig sind. Es gilt:

(5) $$A = \frac{\rho}{2} \cdot V_A^2 \; S \; C_A$$

(6) $$W = \frac{\rho}{2} \cdot V_A^2 \; S \; C_W$$

Mit der Kraftgleichung (2) und der Geschwindigkeitsbeziehung (4) kann die Flugbahn berechnet werden. Als Stellgrößen werden für die x-Richtung der Schub F, für die z-Richtung der Anstellwinkel α, der über den C_A-Wert vertikale Beschleunigungen bewirkt, und für die y-Richtung der Hängewinkel Φ gewählt.

Widerstandsbeiwert
Der Gesamtwiderstandsbeiwert ergibt sich aus der Summe der Anteile von Null-, induziertem Widerstandsbeiwert und dem Beiwert für den Widerstandszuwachs bei Klappenausschlag.

(7) $$C_W = C_{W0} + C_{Wi} + \Delta C_{WK}$$

Die Koeffizienten werden mit den in TAB 1 stehenden, statistisch ermittelten Daten ermittelt. Die Daten gelten für den Fall „Reiseflug“ (clean configuration) und die beiden verschiedenen Flugzeugkategorien, deren Trajektorien in der FLIP-Studie aufgezeichnet wurden.

Kategorie	C_{W0}	e (Oswald-Faktor)
ZTL-Unterschall-Verkehrsflugzeuge	0,018-0,025	0,80-0,85
PTL-Verkehrsflugzeuge	0,018-0,024	0,60-0,85

TAB 1. Koeffizienten des Widerstandsbeiwertes für verschiedene Flugzeugtypen (Quelle: /7/)

Im Fall der Landung müssen für die unterschiedlichen Klappenstellungen und das ausgefahrene Fahrwerk Änderungen dieser Koeffizienten berücksichtigt werden. Diese auf statistischen Annahmen basierenden Werte sind in TAB 2 für Verkehrsflugzeuge aufgelistet.

Konfiguration	ΔC_{WK}	e
Reiseflug	keine Änderung	0,80-0,85
Start (Klappen/Vorflügel)	0,010-0,020	0,75-0,80
Landung(Klappen/Vorflügel)	0,055-0,065	0,70-0,75
Fahrwerk	0,015-0,025	keine Änderung

TAB 2. Änderungen der Koeffizienten des Widerstandsbeiwertes (Quelle: /7/)

Die Konfiguration „Start“ wird der Klappenstellung am Anfang der Simulation (FLAPS 1) gleich gesetzt. Zwischen den Konfigurationen „Start“ und „Landung“ werden die Änderungen in ΔC_{WK} für die verschiedenen Klappenstellungen linear interpoliert.

Auftriebsbeiwert
Der Auftriebsbeiwert wird abgeschätzt mit:

(8) $$C_A = C_{A\alpha} \cdot \alpha + C_{A(\alpha=0)} + \Delta C_{AK}$$

Die Änderung der Klappenstellung bedeutet eine Verschiebung des Nullauftriebsbeiwertes $C_{A(\alpha=0)}$. Der Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ bleibt konstant. Dies gilt zwar nicht für alle Klappenarten und Klappenstufen, ist aber in Näherung hinreichend genau.

Eine genaue Bestimmung von $C_{A(\alpha=0)}$ und ΔC_{AK} ist aufgrund mangelnder Angaben zu den Flügelprofilen nicht möglich. Für eine grobe Abschätzung dienen typische Werte für ein Widebody-Flugzeug, die in TAB 3 aufgelistet sind.

Parameter	Werte
$C_{A(\alpha=0)}$ (Konfiguration FLAPS 1)	0,36
ΔC_{AK}	0,24

TAB 3. Angaben für $C_{A(\alpha=0)}$ und ΔC_{AK}

Der Auftriebsanstieg ist für Machzahlen M < 0,3 unabhängig von der Machzahl. Nach Weissinger gilt für den dreidimensionalen Flügel mit endlicher Streckung in inkompressibler Strömung:

(9) $$c_{A\alpha} = \frac{\pi \cdot \Lambda}{1 + \sqrt{\left(\frac{\pi \cdot \Lambda}{C_{A\alpha\infty}}\right)^2 + 1}}$$

Beiwerte bei Konfigurationsänderungen
Das Ausfahren der Klappen und des Fahrwerks erfolgt über einen gewissen Zeitraum. Aus diesem Grund werden der Auftriebs- und Widerstandsbeiwert linear mit der Zeit verändert. Als Zeit bis zum Erreichen des jeweiligen Endwertes wird für die Klappen 5s und für das Fahrwerk 10s angesetzt.

2.2. Stellgrößendynamik

Die Stellgrößen F, α und Φ zur Steuerung der Flugbahn unterliegen bestimmten Gesetzmäßigkeiten hinsichtlich ihres Arbeitsbereiches und ihrer Dynamik.

Der Hängewinkel
Mit abnehmender Entfernung zur Landebahn wird das ILS-Signal empfindlicher („Tüteneffekt“). Dies bedeutet, dass es bei zu starken Korrekturen leicht zum Aufschwingen kommen könnte. Deshalb werden im Landeanflug die Querlagen auf ±10° begrenzt.

Der zweite Wert, der einer Begrenzung bedarf ist die Rollgeschwindigkeit. Maßgeblich für die Rollgeschwindigkeit ist neben der Rollzeitkonstante T_R die Zeit t_Φ zum Erreichen eines bestimmten Hängewinkels. Für große Transportflugzeuge (Class III) im Landeanflug liegt der günstigste Bereich für die maximale Rollgeschwindigkeit zwischen 20°/s und 40°/s (vgl. /2/). In diesem Bereich beurteilen Piloten das Flugverhalten in der Rollachse mit gut. Da jedoch im Linienbetrieb der Passagierkomfort eine wichtige Rolle spielt, zeigen Erfahrungswerte, dass im Landeanflug die Rollgeschwindigkeit selten größer als ±5°/s ist.

Die Antwort des Rollwinkels auf einen sprungförmigen Querruderausschlag entspricht dem Übertragungsverhalten eines IT_1-Elementes. Da die Rollzeitkonstanten gegenüber den simulierten Zeiträumen klein sind, wird dieses Übertragungsverhalten durch reines Integralverhalten ersetzt, d.h. die Rollgeschwindigkeit von ±5°/s liegt nach einem kommandierten Rollwinkel sofort an.

Der Anstellwinkel
Der Verlauf des Auftriebsbeiwertes C_A über den Anstellwinkel α ist von Machzahl und Flugzeugkonfiguration (Klappenstellung) abhängig. Der Wert für $\alpha(C_{Amax})$ beträgt im Durchschnitt 15°. Der lineare Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$ erstreckt sich in der Regel bis zu einem α von 12°. Wenn die üblichen Anflugverfahren eingehalten werden ist immer ein ausreichender Anstand zum maximalen Anstellwinkel garantiert. Deshalb wird der maximal zulässige Anstellwinkel im Simulationsmodell auf 10° begrenzt.

Da es keine Vorgaben für Änderungsraten des Anstellwinkels gibt, müssen Erfahrungswerte für die Begrenzung der Anstellwinkelgeschwindigkeit dienen. Sie liegen beim Landeanflug im Bereich von ±1°/s.

Der Schub
Die genaue Nachbildung des Triebwerkverhaltens erfordert ein komplexes nichtlineares Modell. Für eine einfache und für den vorliegenden Zweck ausreichend genaue Nachbildung des Übertragungsverhaltens des Schubes reicht ein lineares System erster Ordnung (vgl. /3/ und /4/). Dabei handelt es sich um ein Proportional-Element mit Verzögerung 1. Ordnung (PT_1-Element).

(10) $$F = \frac{K_P}{1 + T_1 \cdot s} \cdot F_c$$

Nach einem kommandierten Schubsprung von Leerlauf auf maximalen Schub dürfen bei Strahltriebwerken nicht mehr als 8s vergehen. Bei höheren Drehzahlen reagiert es aber schneller. Aus diesem Grund wurde die Verzögerungszeitkonstante auf 2s gesetzt. Bei Turboprop-Antrieben (PTL) ist die Reaktionszeit auf ein Schubkommando schneller. Daher ist hier T_1=1s gewählt.

In der Realität liegt der Triebwerksschub im Leerlauf in einem Bereich von ca. 10-25% des Maximalschubs. Im Modell dagegen wird die minimale Schubbegrenzung auf Null gesetzt. Aufgrund der im Modell nicht implementierten Spoiler würde der Geschwindigkeitsabbau sonst unrealistisch lange dauern. Der maximale Wert entspricht dem Maximalschub des jeweiligen Triebwerks.

2.3. Modell des Navigationssystems

Für die Bahnführung wird der ILS-Leitstrahl nachgebildet. Das System setzt sich bodenseitig aus dem Gleitwegsender (Glide Slope, GS), dem Landekurssender (Localizer LOC) und den zwei Einflugzeichensendern (Outer Marker und Middle Marker) zusammen, wobei im Modell nur die Signale des Gleitpfad- und Landekurssenders betrachtet werden.

Der Gleitwegsender ist in Höhe des Aufsetzpunktes (Touch Down Zone, TDZ) 300m hinter der Landebahnschwelle positioniert. Sein Abstand zur Anfluggrundlinie wird angesetzt mit 150m. Am Flughafen Frankfurt beträgt der Gleitpfadwinkel für die Landebahn 25R -3,06° und für 25L -3,03° (vgl. /5/). Der Landekurssender befindet sich 300m hinter dem Ende der Landebahn.

Um die Abweichungen des Flugzeuges zum ILS-Leitstrahl in der lateralen und vertikalen Ebene zu modellieren, müssen zuerst die geometrischen Verhältnisse definiert werden. Die Höhe vom Flugzeug über dem Flugplatz ist gegeben durch die Gleichung:

(11) $$H_{AC} = H - H_{RWY}$$

Dabei ist H die Höhe des Flugzeuges über dem Meeresspiegel (N.N.) und H_{RWY} entspricht der Flugplatzhöhe, welche am Frankfurter Flughafen für die Landbahn 25R 364ft und für 25L 362ft beträgt. Laut Anflugkarte für EDDF ILS Rwy 25R und 25L ist die Höhe H_{FAF} am Final Approach Fix (FAF) 4000ft über dem Meeresspiegel.

Das Referenzkoordinatensystem wird an den Punkt gelegt, an dem die Landebahnschwelle und die Mittellinie der Landebahn zusammentreffen (BILD 2). Zur Vereinfachung des Gleichungssystems erfolgt die Ausrichtung des Anfluges und damit des Landekurssenders nach Norden. Der kommandierte Landekurs beträgt damit 0°. Dies entspricht zwar nicht den Landebahnrichtungen von Frankfurt, ist aber für die Berechnungen der Anflugtrajektorien ohne Bedeutung.

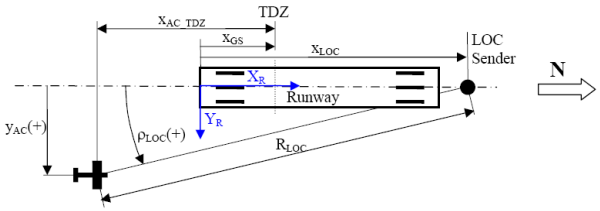

BILD 2. Landekurs-Geometrie

In der horizontalen Ebene entspricht R_{LOC} der Schrägentfernung des Flugzeuges zum Landekurssender. Der Ablagewinkel von der Sollanflugbahn und der tatsächlichen Position des Flugzeuges ρ_{LOC} ist definiert mit

(12) $$\rho_{LOC} = arc\sin\left(\frac{y_{AC}}{R_{LOC}}\right)$$

BILD 3 ist zu entnehmen, wie der Abweichungswinkel ε_{GS} ermittelt werden kann. Die Berechnung erfolgt mit

(13) $$R_{GS} = \sqrt{x_{AC_TDZ}^2 + \left(y_{AC} - y_{GS}\right)^2}$$

(14) $$\varepsilon_{GS} = \gamma_{GS} + \arctan\left(\frac{H_{AC}}{R_{GS}}\right)$$

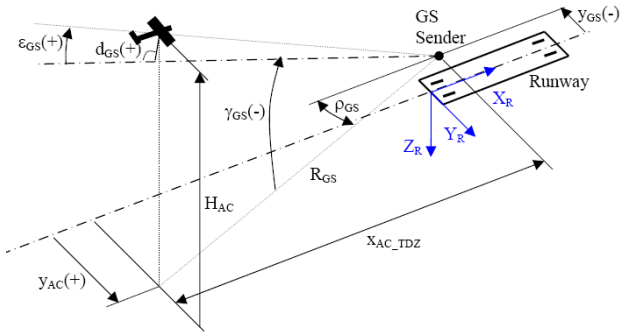

BILD 3. Gleitpfad-Geometrie

Der Abstand zwischen Flugzeug und nominalen Gleitpfad berechnet sich aus

(15) $$d_{GS} = \left(R_{GS} \cdot \tan\gamma_{GS} + H_{AC}\right) \cos\gamma_{GS}$$

Unter der Bedingung das y_{AC}-y_{GS} << x_{AC_TDZ} kann vereinfacht werden:

(16) $$R_{GS} = x_{AC_TDZ}$$

Der Gleitwegsender befindet sich damit quasi auf der Mittellinie der Landebahn. Aufgrund dieser Vereinfachung ist der Winkel ρ_{GS} = 0°.

(17) $$\rho_{GS} = \arcsin\left(\frac{y_{AC} - y_{GS}}{R_{GS}}\right)$$

Bei der Bodenausrüstung des ILS handelt es sich um analoge Sendeanlagen. Daher kann es aufgrund von topographischen Gegebenheiten (z.B. Signalüberlagerungen durch Gebäude und Berge) und atmosphärischen Störungen zu Verzerrungen, Störrauschen und anderen Verfälschungen des ausgestrahlten Signals von Gleitweg und Landekurs kommen. Dies bedeutet, dass durch die Anlagentechnik selbst eine Ungenauigkeit in dem Signal des Gleitweg- und Landekurssenders liegt. In den ICAO-Vorschriften sind Grenzen bezüglich dieser Signalqualität gesetzt. Im ILS-Modell wird diese Fehlerquelle nicht betrachtet, da nur geringe Auswirkungen auf die Anflugtrajektorien zu erwarten sind.

2.4. Trimmung

Im Anfangszustand ist das Flugzeug im Landeanflug am FAF. Es herrscht kein Wind, demzufolge sind α_W=0° und V_W=0m/s. In der Trimmrechnung werden für einen stationären Sinkflug Steuer- und Zustandsgrößen berechnet, bei vorgegebener Flughöhe, Fluggeschwindigkeit, Bahnwinkel und Masse. Mit den Trimmwerten wird die Simulation initialisiert.

Die Ausgangsgrößen der Trimmrechnung sind die Bahngeschwindigkeit, der Bahnazimut und der Bahnneigungswinkel. Die Bahngeschwindigkeit entspricht der Anfluggeschwindigkeit, da V_W Null ist.

(18) $$V_{K_Init} = V_A$$

Befindet sich das Flugzeug über bzw. auf dem ILS-Gleitpfad ist der Anfangsbahnneigungswinkel definiert mit (siehe BILD 2):

(19) $$\gamma_{Init} = -arc\tan\frac{H_{FAF} - H_{RWY} + d_{GS_Init}}{x_{FAF}}$$

Die Entfernung zwischen dem FAF und dem Aufsetzpunkt auf der Landebahn ist x_{FAF}. Dieses entspricht x_{AC_TDZ} zum Zeitpunkt t=0s. In die Berechnung des anfänglichen Bahnneigungswinkels geht ausserdem die Ablage des Flugzeuges vom ILS-Leitstrahl ein (Gleitpfadablage: d_{GS_Init}, Landekursablage: d_{LOC_Init}).

Wenn der Anflug unterhalb des Gleitpfades stattfindet, wird das Flugzeug im stationären Horizontalflug an den Gleitpfad herangeführt. In diesem Fall gilt $\gamma_{Init} = 0°$.

Die Sollstandlinie vom Landekurssender des ILS ist mit 0° definiert. Da sich das Flugzeug zu Beginn auf dem Sollandkurs bzw. parallel zu diesem bewegt, wird der Bahnazimut χ mit Null initialisiert.

Im Anfangszustand sei vereinfachend der Hängewinkel Φ_{Trim}=0°. Da es sich beim Sink- und Horizontalflug um stationäre Flugzustände handelt, sind die zeitlichen Ableitungen der Bahngrößen (V_K, χ, γ) gleich Null. Mit diesen Vereinfachungen ist es möglich den Anstellwinkel und den Schub für den Trimmzustand aus den Gleichungen 2, 5 und 6 zu ermitteln.

(20) $$\alpha_{Trim} = \frac{G \cdot \cos\gamma_{Init} \; C_{A\alpha}}{\frac{\rho}{2} \cdot V_A^2 \; S \; C_A \quad C_{A(\alpha=0)}}$$

(21) $$F_{Trim} = G \cdot \sin\gamma_{Init} \; + \frac{\rho}{2} \; V_A^2 \; S \left(C_{W_0} \quad \frac{(C_{A\alpha} \cdot \alpha_{Trim} \; + C_{A(\alpha=0)})^2}{\pi \cdot \; \Lambda e} \right)$$

2.5. Atmosphären- und Windmodell

Die Hauptursachen von Störungen der Flugbahn sind Bewegungen in der Atmosphäre. Sie können in zwei Anteile aufgeteilt werden: Wind und Turbulenz. Diese lassen sich durch räumliche und zeitliche Filterung trennen. Der Wind ist dabei der niederfrequente Anteil und dadurch gekennzeichnet, dass er sich langsam und großräumig verändert. Der zweite Anteil, die Turbulenz, ist ein hochfrequenter, kleinräumiger Anteil, welcher dem Wind überlagert ist. Zusammen bilden sie das vollständige Strömungsfeld. Da die vollständige Beschreibung von Windfeldern zu aufwendig wäre, werden vereinfachte Windmodelle angesetzt.

Windmodell
Niederfrequente Änderungen der Windgeschwindigkeit und Windrichtung werden als Funktion der Höhe modelliert. Damit können Windscherungen und Ekmann-Spirale nachgebildet werden. (BILD 4) zeigt das allgemeine Modell für die Windgeschwindigkeiten.

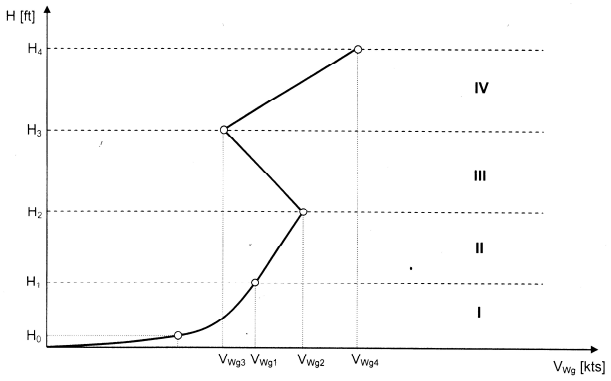

BILD 4. Windprofil

Zwischen H_1 und H_4 verändern sich die Windgeschwindigkeiten linear über die Höhe, welche sich damit als Funktion von H und den entsprechenden Gradienten GV_{II} - GV_{IV} berechnen lassen. Die Wertebereiche für Höhen, Geschwindigkeiten und Geschwindigkeitsgradienten sind in TAB 4 angegeben.

Das Windprofil in der Bodengrenzschicht wird durch folgende Beziehung angegeben:

(22) $$V_{Wg1} = V_{Wg0} \cdot \left[\frac{H}{H_0} \right]^{0.13}$$

Der zweite Parameter zur Beschreibung des Windes ist die Windrichtung. BILD 5 stellt die Änderung der Windrichtung über die Höhe dar. Typisch ist ein Drehen nach rechts mit zunehmender Höhe, aufgrund der Corioliskraft und Bodenreibung.

Parameter	Bereich	Einheiten
H_0	30	ft
H_1	1000	ft
H_2	$H_1 < H_2 < H_3$	ft
H_3	$H_2 < H_3 < H_4$	ft
H_4	5000	ft
V_{Wg0}	0-25	kts
V_{Wg1}	$0 < V_{Wg1} < 40$	kts
GV_{II}	$\frac{V_{Wg1}}{H_1 - H_2} < GV_{II} < \frac{20}{1000}$	kts/ft
GV_{III}	$\frac{V_{Wg2}}{H_2 - H_3} < GV_{III} < \frac{20}{1000}$	kts/ft
GV_{IV}	$\frac{V_{Wg3}}{H_3 - H_4} < GV_{IV} < \frac{20}{1000}$	kts/ft

TAB 4. Windgeschwindigkeiten

Die festgesetzte Landebahnrichtung beträgt 0°, demzufolge ist der Durchschnittswert von χ_{W0} mit 180° (Gegenwind) gegeben. Die Werte zur Definition der Windrichtung sind in TAB 5 aufgelistet.

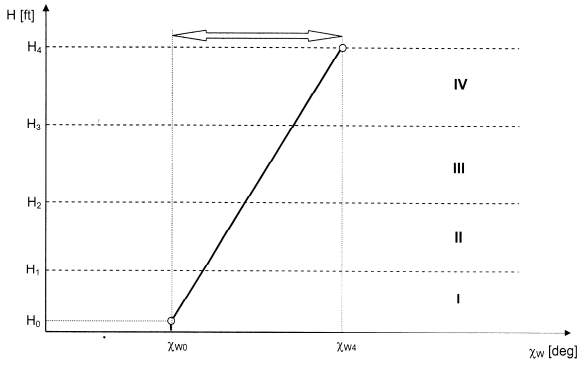

BILD 5. Windrichtung

Parameter	Bereich	Einheiten
H_0	30	ft
H_4	5000	ft
χ_{W0}	$0° < \chi_{W0} < 360°$	°
χ_{W4}	$\chi_{W0} + 0° < \chi_{W0} < \chi_{W0} + 90°$	°
GV_{I-IV}	$0 < GV_{I-IV} < \frac{90}{5000}$	°/ft

TAB 5. Windrichtungen

„Windscherung“ bezeichnet den Betrag der vertikalen Änderung des Horizontalwindes (u_{Wz} und v_{Wz}) bzw. den Betrag der horizontalen Änderung des Vertikalwindes (w_{Wx} und w_{Wy}), wobei der zweite Fall nicht vom verwendeten Windmodell berücksichtigt wird. Bei einem Höhenintervall von 30m sind für den ersten Fall nach ICAO folgende Windgeschwindigkeitsänderungen klassifiziert (vgl. /1/):

$|\Delta u_W| \geq 2ms^{-1}$ „signifikant“ ($u_{Wz} \geq 0{,}067s^{-1}$)
$|\Delta u_W| \geq 4ms^{-1}$ „schwierig “ ($u_{Wz} \geq 0{,}133s^{-1}$)
$|\Delta u_W| \geq 6ms^{-1}$ „gefährlich“ ($u_{Wz} \geq 0{,}200s^{-1}$)

Es erfolgt nur die Nachbildung einer Scherschicht zwischen den Höhen H_2 und H_3, aus diesem Grund werden die Geschwindigkeitsgradienten GV_{II} und GV_{IV} gleich Null gesetzt. Zur Abdeckung aller drei ICAO Klassifikationen, erfolgt die Auswahl des Wertebereiches für die Windgeschwindigkeitsänderung GV_{III} mit:

(23) $$-20\text{kts} \left(-10\frac{\text{m}}{\text{s}} \right) \leq (V_{Wg2} - V_{Wg3}) \leq 20\text{kts} \left(10\frac{\text{m}}{\text{s}} \right)$$

Turbulenzmodell
Turbulenz wird nicht berücksichtigt, da in erster Näherung die Auswirkungen auf die Anflugbahn klein sind.

Windbegrenzungen
Für Start und Landung sind die maximalen Windkomponenten flugzeugspezifisch begrenzt. Die Grenzwerte für Seiten- und Rückenwind sind unterschiedlich je nach Landekategorie. Angaben dazu können den Flugzeughandbüchern entnommen werden. Im Modell sind die Windgeschwindigkeiten nicht begrenzt. Sie liegen aber am Boden unter den zulässigen Werten.

2.6. Modell der Flugsteuerung

Das Modell der Flugsteuerung berechnet Kommandowerte für die drei Stellgrößen, welche das Flugzeug auf der gewünschten Anflugbahn führen. Die Regelung kann vom Piloten oder vom Autopiloten übernommen werden. Wegen der Vielzahl der verwendeten Flugzeugmodelle sollte die Reglerstruktur möglichst sein. Bisher ist die Reglerstruktur nur für ein Pilotenmodell ausgelegt worden. Mittels entsprechender Einstellung von Reglerparametern kann aber die Führungsgenauigkeit an das präzisere Verhalten von Autopiloten angepasst werden.

Grundlage für den Reglerentwurf der vorliegenden Arbeit ist das Pilotenmodell nach /6/. Dieses Modell ist speziell für den ILS-Landeanflug eines Verkehrsflugzeuges zur Regelung der Abweichung von der Sollanflugbahn aufgrund von Störungen durch Wind, sowie dem Ausfahren von Klappen und Fahrwerk entwickelt worden. Die Regler der Längs- und Seitenbewegung wurden vereinfacht und an das Punktmassenmodell angepasst. Die Modellparameter wurden empirisch ermittelt.

2.6.1. Regelung der Seitenbewegung

Landekursregler
Der Landekursregler führt erstens den Winkel ρ_{LOC} zwischen der Anfluggrundlinie und der Linie, die durch das Flugzeug und den Landekurssender geht und zweitens den Steuerkurs Ψ, in dem die Seitenwindkomponente β_W enthalten ist, auf den Hängewinkel zurück.

2.6.2. Regelung der Längsbewegung

Die vertikalen Ablagen vom Gleitpfad und die Differenz von Soll- und Ist-Geschwindigkeit werden mittels Anstellwinkel und Triebwerkshebel ausgeregelt. Beide sind miteinander gekoppelt. Um die Reglerstruktur einfach zu halten, werden Gleitpfad- und Geschwindigkeitsregler entkoppelt voneinander betrachtet.

Geschwindigkeitsregler
Die Regelung der Geschwindigkeit beruht auf einem einfachen Fahrtregler, der nur aus einer reinen Proportionalverstärkung K_V besteht. Die Verstärkung ist speziell für jeden Flugzeugtyp ausgelegt worden. Der Regler hat die Aufgabe, eine kommandierte Sollgeschwindigkeit V_{A_c} durch Schubänderungen zu halten. Bei großen Werten von K_V wird der stationäre Höhenfehler zu groß, der durch den Einfluss von F auf den Bahnwinkel γ entsteht (siehe Gl. 2). Ist der Verstärkungsfaktor zu gering, reagiert der Proportionalregler auf Regelabweichungen zu langsam.

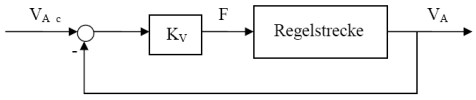

BILD 6. Schubbasisregler

Der Schub hat nicht nur Auswirkungen auf die Änderung der Bahngeschwindigkeit V_K, sondern auch auf den Bahnwinkel γ, wodurch Wechselwirkungen mit der Gleitpfadregelung zu erwarten sind.

Gleitpfadregler
Die Gleitpfadregelung kann als Spezialfall der Höhenregelung angesehen werden, da sich der Sollwert für die Höhe stetig verändert. Für die Regelung der Ablage vom Gleitpfad wird die Abweichung der Elevationspeilung ε_{GS} zurückgeführt (BILD 3). Nach der Umrechnung des Winkels in eine Höhendifferenz ΔH, ergibt sich aus der Berechnung der zeitlichen Ableitung die kommandierte Vertikalgeschwindigkeit. Mittels der Anfluggeschwindigkeit bestimmt sich daraus der kommandierte Bahnwinkel γ_c. Aus der Differenz von Soll- und Istwert des Bahnwinkels wird $\Delta\gamma$ bestimmt. Aus $\Delta\gamma$ wird letztendlich ein entsprechender Steuerausschlag ermittelt. Da im Punktmassenmodell α als Stellgröße zur Regelung der vertikalen Abweichung vom Gleitpfad dient, erfolgt die Umrechnung von $\Delta\gamma$ zu α mittels des Proportionalitätsfaktors K_α.

Die Auslegung der Verstärkungen erfolgt unter der Bedingung, dass das Lastvielfache n_Z die Grenzen im Landeanflug von 0,8 bis 1,2 nicht unter- bzw. überschreitet.

2.6.3. Zusätzliche Regelungsfaktoren

Im Gegensatz zum Autopiloten weist der Pilot Verhaltensweisen auf, die zusätzlich berücksichtigt werden müssen und noch in die bisherige Reglerstruktur eingebunden werden.

Beginn der Regelung
Piloten haben unterschiedliche Reaktionszeiten und Regelstrategien und regeln nicht immer jede Ablage vom Gleitpfad und Landekurs sofort aus zumal sie auch noch andere Aufgaben erfüllen müssen. Wie Beobachtungen zeigen, kann es bis zu einige Sekunden dauern, bis sie eingreifen. Daher wird der Wertebereich für die Zeit bis zum Eingreifen auf 0,1s - 10s festgelegt.

Schwellwert
Der menschliche Pilot besitzt eine Schwellwertgrenze, d.h. bei geringen Abweichungen vom ILS-Leitstrahl reagiert er nicht. Zum einem wartet er ab, ob sich die Ablage von allein reduziert, zum anderen nimmt er kleine Regelfehler nicht wahr. Diese Grenze liegt je nach Pilot und Aufmerksamkeitsgrad typischerweise bei Ablagen zwischen ±1/4 Dot auf dem Anzeigeinstrument. Dies bedeutet für die laterale Abweichung eine „tote Zone“ von maximal ±0,07° und für die vertikale Ablage von ±0,035°.

2.7. Anfangswerte für Simulation

Simuliert werden verschiedene Flugzeugtypen mit ihren unterschiedlichen Modellvarianten - exemplarisch für die einzelnen ICAO Gewichtsklassen. Da nicht alle Flugzeugdaten zur Verfügung stehen, werden die fehlenden Para-

meter für das Simulationsmodell mit Hilfe statistischer Auswertungen und vereinfachter Abschätzungen bestimmt. Dazu wird zunächst festgelegt:

- Die Konfiguration des Flugzeuges am FAF zum Zeitpunkt t=0s ist vorgegeben mit der ersten Klappenstellung und eingefahrenem Fahrwerk.
- Die Anzahl der weiteren Klappenstellungen variiert stark in Abhängigkeit von den verschiedenen Flugtypen. Daher erfolgt eine Festlegung auf 3 Klappenstellungen (FLAPS 2, 3 und FULL).
- Die Reihenfolge für das Setzen der Klappen und des Fahrwerks ist FLAPS 2, Fahrwerk ausfahren, FLAPS 3 und FLAPS FULL.
- Die Flügelfläche ist für eine Simulationsrechnung für alle drei Klappenstellungen konstant.

Masse
Das Gewicht für die Landung darf das maximale Landegewicht (MLW) des Flugzeuges nicht überschreiten. Für jedes Flugzeugmodell geben die Flugzeughersteller Werte für maximale Nutzlast und Treibstoffmenge vor. Unter der Annahme, dass die maximale Nutzlast transportiert wird, erfolgt lediglich eine Variation der Treibstoffmasse (MFUEL). Der Verbrauch wird dabei auf einen Wert zwischen 85 - 95% angesetzt. Damit kann die Flugzeuggesamtmasse m variieren zwischen:

MTOW - 95%*MFUEL ≤ m ≤ MTOW - 85%*MFUEL.

Geschwindigkeiten und Zeiten
Die Anfluggeschwindigkeit V_{app} setzt sich aus der Referenzgeschwindigkeit V_{REF} (Landing Reference Speed) bei voll ausgefahrener Klappenkonfiguration plus 5kts plus 1/3 der Frontalwindkomponente zusammen:

$V_{APP} = V_{REF}$ (FLAPS FULL) + 5kts +1/3 V_{WIND}

Die Referenzgeschwindigkeit ergibt sich aus der Abreißgeschwindigkeit und einem Sicherheitsfaktor von 1,3. Der Zuschlag für Windböen ist Null.

Ausgehend von den in /8/ angegebenen Anfluggeschwindigkeiten V_{app} der verschiedenen Flugzeugtypen werden die Geschwindigkeiten berechnet, an denen die einzelnen Klappenstufen und das Fahrwerk ausgefahren werden. Die Angaben von V_{app} sind dabei auf das maximale Landegewicht bezogen und enthalten nicht den Sicherheitszuschlag von 5kts. Da die im Simulationsmodell verwendete Flugzeuggesamtmasse unter dem jeweiligen maximalen Landegewicht liegt, befindet sich die Anfluggeschwindigkeit über den Angaben der Flugzeughandbücher. Der Sicherheitsfaktor von 5kts ist somit wieder in der Anfluggeschwindigkeit enthalten. Exemplarisch sind für einige Flugzeugmodelle die minimalen Fluggeschwindigkeiten zu den jeweiligen Klappenstellungen in TAB 6 aufgelistet.

Flugzeug	Landegewicht	Flaps 5°	Flaps 10°	Flaps 15°	Flaps 20°	Flaps 25°	Flaps 30°
B737-400	bis 53070kg	180	170	160	150	140	
B747-400	MLW	194	174	169	164	160	153
B747-400	MTOW-95%*fuel	178	158	153	148	143	137
B767-300	MLW	173	171	168	165	148	145
B767-300	MTOW-95%*fuel	151	149	147	143	130	129

TAB 6. minimale Fluggeschwindigkeiten für verschiedene Flugzeuge in kts

Da nicht alle Flugzeugtypen die gleichen Klappenstufen haben, werden fehlende Werte linear interpoliert, um die erforderliche, durchschnittliche Geschwindigkeit ΔV_{flaps} zwischen zwei aufeinander folgenden Klappenstellungen (BILD 7) zu bestimmen. Für die B737-400 werden dazu z.B. folgende Festlegungen getroffen:

1) Am FAF sind Flaps 10° gesetzt, was im Simulationsmodell FLAPS 1 entspricht.
2) Flaps 25° bzw. 30° bei der B737-400 entspricht der Klappenstellung FLAPS FULL.

Dazwischen werden die Geschwindigkeiten für die Klappenstufen FLAPS 2 und FLAPS 3 des Simulationsmodells linear interpoliert. Die Geschwindigkeitsänderungen ΔV_{flaps} pro Klappenstufe betragen 7kts bis 10kts.

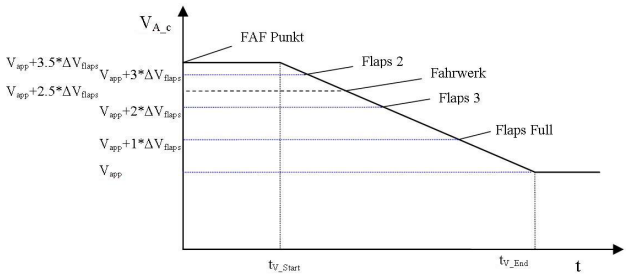

BILD 7. Anfluggeschwindigkeiten

Der Zeitpunkt bis zu dem die Geschwindigkeit V_{app} erreicht wird, ist an die Bedingung gebunden, dass spätestens in einer Höhe von 1000ft über der Landebahn die Landekonfiguration gesetzt sein muss, d.h. die Klappenstellung FULL und das Fahrwerk ausgefahren ist, damit das Flugzeug ab diesem Zeitpunkt stabilisiert auf dem ILS-Leitstrahl fliegt. Die Dauer der simulierten Endanflugsegmentes liegen zwischen von 250s bis 400s. Bei einer Höhendifferenz von 3636ft bis zum Erreichen der Landebahn bedeutet dies, dass nach ca. 2/3 der Anflugzeit die Fluggeschwindigkeit stabilisiert sein muss. Der späteste Zeitpunkt beträgt somit t_{V_End} = 160s. Zum Zeitpunkt t_{V_Start} wird die kommandierte Geschwindigkeit linear bis zum Erreichen von V_{app} bei t_{V_End} abgebaut (BILD 6). Der Wertebereich für die beiden Parameter wird mit 0s ≤ t_{V_Start} ≤ 20s und 120s ≤ t_{V_End} ≤ 160s angesetzt.

Anfangsabweichung
Bei der Initialisierung (t=0s) wird das Flugzeug vertikal und horizontal vom ILS-Leitstrahl versetzt positioniert. Die Durchschnitts- und Standardabweichungen ergeben sich aus der FLIP-Studie (Standardabweichungen: ΔGS = 31,9m, ΔLOC = 25,4m, Durchschnittsabweichungen: ΔGS = 9,4m, ΔLOC= -5,5m)

3. SIMULATIONSRECHNUNGEN

Mit dem Simulationsmodell werden im Folgenden parametrische und statistische Untersuchungen mit Monte-Carlo-Simulation durchgeführt.

3.1. Monte-Carlo-Simulationen

Monte-Carlo-Simulationen bestehen aus einer großen Anzahl von Einzelversuchen, die in ihrer Gesamtheit statistisch ausgewertet werden können. Die Vorgehensweise lässt sich in folgende Punkte unterteilen:

1) Eingangsparameterbestimmung

   Für die Eingangsparameter werden die Wahrscheinlichkeitsverteilungen definiert (z.B. gleichförmige, Gauß- oder Bounded Johnson-Verteilung). Aus den möglichen Werten, die ein jeder Parameter annehmen kann, wird jeweils ein Wert „ausgelost“. Diese werden in das Simulationsmodell eingesetzt.

2) Simulationen

   Es wird n-mal simuliert, wobei die Eingangsparameter gemäß ihrer Wahrscheinlichkeit variiert werden. Dabei ist jede einzelne Simulation unabhängig von den anderen.

3) Statistische Auswertung der Simulationsergebnisse.

Für die Monte-Carlo-Simulation wird das Softwaretool MOPS /9/ (Multi Objektive Parameter Synthesis) des DLR genutzt.

3.2. Parameteruntersuchungen

Als erstes wurde der Einfluss einzelner Parameter oder einzelner Parametergruppen auf die Anflugtrajektorien untersucht, wobei Parameter mit geringem Einfluss nicht betrachtet wurden (z.B. e, ΔC_{WK}, C_{W0}). Bis auf die jeweils variierte Parametergruppe werden alle anderen Parameter fixiert. Die Anzahl der Versuche beträgt 1000. Von den vielen durchgeführten Versuchen werden hier exemplarisch die Ergebnisse zur Variation der atmosphärischen Parameter dargestellt. Die Wahrscheinlichkeitsverteilungen der Windparameter sind in TAB 7 angegeben (siehe Kapitel 2.5).

Parameter	Wahrscheinlichkeitsverteilung	Bereich	Einheit
H_2	normal	1000 - H3	ft
H_3	normal	H2 - 5000	ft
H_{WFull}	uniform	3250 - 3500	ft
H_{Wstart}	uniform	2750 - 3000	ft
V_{Wg0}	normal	0 - 25	kts
GV_{III}	uniform	$\frac{V_{Wg2}}{H_2 - H_3} < GV_{III} < \frac{20}{1000}$	kts/ft
χ_{W0}	normal	0° - 360°	°
χ_{W4}	normal	$\chi_{W0} + 0° < \chi_{W0} < \chi_{W0} + 90°$	°

TAB 7. Verteilungen der Windparameter

Die Trimmrechnung berücksichtigt keinen Wind. Um eine unrealistische Anregung der Flugdynamik durch eine sprungförmige Windänderung zu vermeiden, wird die Windgeschwindigkeit linear zwischen den Höhen H_{WStart} und H_{WFull} eingeblendet. In Zukunft sollte die Trimmrechnung aber besser um den Wind erweitert werden.

Die Ergebnisse der Monte-Carlo-Simulation für die GS- und LOC-Ablagen zeigt BILD 8. Die Anflugtrajektorie für den Fall ohne Wind ist herausgehoben, um die Auswirkungen des Windes zu verdeutlichen.

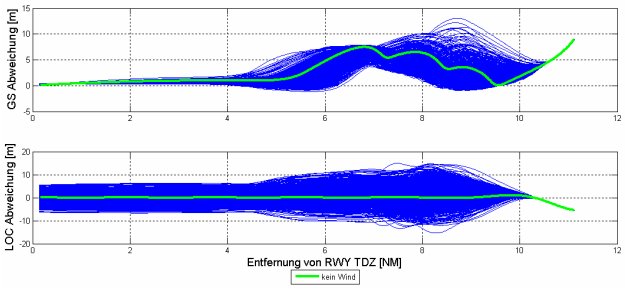

BILD 8. Abweichungen durch Variation des Windes

Die Simulation beginnt bei ca. 11NM. Bis 10,5NM ist der Verlauf gleich dem ohne Wind, da die Windgeschwindigkeit erst zwischen 9NM und 10,5NM von Null linear zum vollen Wert ansteigt. Diese Zunahme führt zu deutlichen Abweichungen in Längs- und Seitenbewegung. Bis ca. 4NM wirkt der Scherwind zwischen den Höhen H_2 und H_3, was mit relativ starken Localizer-Abweichungen verbunden ist. In der Längsbewegung hingegen bewirkt der Wind geringe vertikale Ablagen. Bei ca. 3,5NM nimmt dann die Windgeschwindigkeit ab (Gl. 22), was in der Längsbewegung daran zu erkennen ist, dass sich die Anflugtrajektorien aneinander annähern. Hingegen bleibt bei der Abweichung vom Landekurs ein stationärer Regelfehler von bis zu ±5m bestehen.

3.3. Statistische Untersuchungen

Nachdem die Ergebnisse der Parameterstudien auf ihre Plausibilität überprüft worden sind, werden im zweiten Schritt alle in Kapitel 2 beschriebenen Parametergruppen gleichzeitig variiert. In einer Monte-Carlo-Simulation wurden 40.000 Anflugtrajektorien simuliert. Den Verlauf der Durchschnittsabweichung und der Standardabweichung vom ILS-Leitstrahl stellt BILD 9 dar.

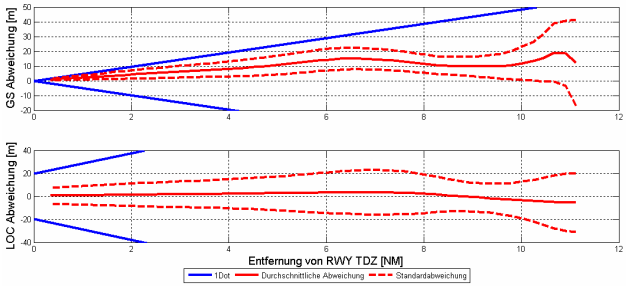

BILD 9. Abweichungen durch Variation aller Parameter

Die vertikale Durchschnittsabweichung liegt immer über dem Gleitpfad und bewegt sich in einem Bereich von 0 - 20m. Nachdem die Anfangsabweichung abgebaut ist (8,5NM), erhöht sich der Wert wieder bis auf 15m bei 6,5NM. An diesen Punkt ist das Ausfahren der Landeklappen abgeschlossen und der Auftriebsbeiwert hat seinen größten Wert erreicht. Danach verringert sich die Durchschnittsabweichung und beim Erreichen der Landebahnschwelle beträgt sie weniger als 1m. Die durchschnittliche laterale Abweichung vom Landekurs ist gering und beträgt maximal 5,5m.

Die beiden Standardabweichungen sind in BILD 10 dargestellt. Sie haben ihren Maximalwert am FAF zu Beginn der Simulation, aufgrund der Anfangsabweichungen mit denen das Simulationsmodell initialisiert wird. Anschließend er-

folgt innerhalb von ca. 2NM ein rascher Abbau des Regelfehlers auf 6,5m beim Gleitpfad und auf 12,5m beim Landekurs. Danach steigen beide Verläufe wieder an. Die zunehmende Ablage von Gleitpfad im Bereich von 10 - 6NM beruht auf dem Ausfahren der Klappen. Aufgrund der sich ändernden Windrichtung und Windgeschwindigkeit steigt die Standardabweichung der lateralen Ablage zwischen 9 - 7NM deutlich an, während die Auswirkung auf die Gleitpfadablage geringer ist.

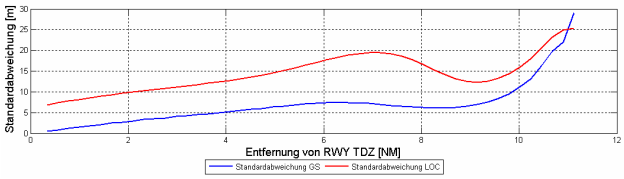

BILD 10. Standardabweichungen

Das Minimum in der Ablage vom Landekurs bei ca. 9NM ist eine Folge der Simulationsbedingungen. Ursache ist, dass die Windgeschwindigkeiten erst Null sind und dann langsam eingeblendet werden (vgl. Kapitel 3.2). Auf Höhe der Landebahnschwelle betragen die Standardabweichungen beim Gleitpfad noch ca. 0,5m und beim Landekurs ungefähr 7m.

4. VERGLEICH DER ERGEBNISSE VON FLIP-STUDIE UND SIMULATION

Die Simulationsergebnisse aus Kapitel 3.3 können mit den Ergebnissen der FLIP-Studie verglichen werden. Allerdings sind in /6/ nur die approximierten Linien der Durchschnitts- und der Standardabweichungen zu finden, wobei die Werte ab 2NM vor dem Aufsetzpunkt konstant sind. Der Vergleich ist qualitativ, da die genauen Werte der statistisch variierten Parameter für die FLIP-Messungen nicht bekannt sind.

Durchschnittsabweichungen

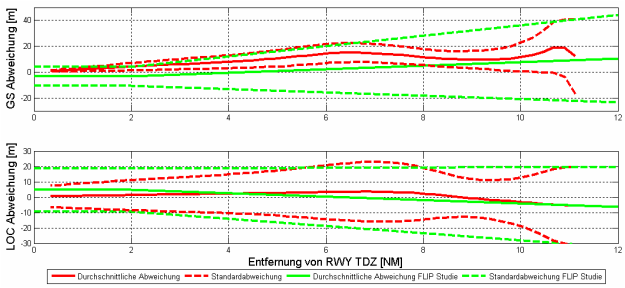

BILD 11. Vergleich der Abweichungen von Simulation und FLIP-Studie

Die durchschnittliche Abweichung bei der Simulation liegt immer oberhalb des Gleitpfades, während sie bei der FLIP-Studie ab 4NM bis zur Landebahnschwelle unter dem Gleitpfad liegt. Der Abstand zwischen beiden Verläufen ist bei 9,6NM mit 2,9m am geringsten und bei 6,2NM mit 12m am größten. Von 4,2NM bis 2NM verlaufen beide Linien parallel. Sie unterscheiden sich um maximal 5m bei 7,3NM und beim Erreichen der Landbahnschwelle. Prinzipiell haben die lateralen Durchschnittsabweichungen von Simulation und FLIP-Studie ähnliche Verläufe.

Ursache für die relativ großen vertikalen Unterschiede zwischen den Durchschnittsabweichungen ist die getrennt ausgelegte Geschwindigkeits- und Gleitpfadregelung. Wie die Simulationsergebnisse zeigen, kommt es zu Wechselwirkungen zwischen der Regelung der Geschwindigkeit und des Gleitpfades, wenn die Klappen ausgefahren werden. Durch eine Verkopplung der beiden Reglerkanäle ließe sich das verbessern.

Standardabweichungen

In der vertikalen Ablage sind die Unterschiede groß. Bei 9NM (ca. 19m) ist die Differenz maximal bei 2NM (ca. 5m) minimal. Die Verläufe der Standardabweichungen vom Landekurs liegen dichter beieinander.

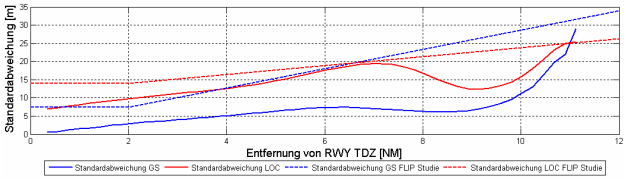

BILD 12. Vergleich der Standardabweichungen von Simulation und FLIP-Studie

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass die Ergebnisse aus Simulation und FLIP-Studie in vertikaler Ebene, aus dem genannten Grund stark differieren. Hingegen sind die Unterschiede der Verläufe der Durchschnittsabweichungen vom Landekurs gering. Ausschlag gebend für die Differenzen bei den lateralen Ablagen ist der Wind. Im Windmodell sind keine vertikalen Windkomponenten implementiert und das simulierte Szenario berücksichtigt nur eine Scherschicht. Um den Wind exakter zu modellieren, müssten statistische Daten über die Windverhältnisse während der FLIP-Messungen bekannt sein.

Weitere Ursachen für die Unterschiede sind die angenommen Wertebereiche und Wahrscheinlichkeitsverteilungen der Parameter. Sie beruhen auf einfachen, empirisch bestimmten Annahmen und sind nicht statistisch untermauert. Den Einfluss eines einzelnen Parameters zeigt eine Simulationsreihe mit höheren Schwellwerten im Pilotenmodell. Sie werden von ±0,07° lateral und ±0,035° vertikal auf 0,1° erhöht, was beim Landekurs ca. 1/3 Dot und beim Gleitpfad ¾ Dot entspricht (Standard ist ¼ Dot). BILD 13 zeigt, dass die durchschnittlichen vertikalen Gleitpfadabweichungen stärker differieren als in BILD 11, wohingegen sich die durchschnittlichen Localizer-Ablagen kaum geändert haben. Bei den Standardabweichungen liegt die Simulation näher an den Werten der FLIP-Studie, BILD 14.

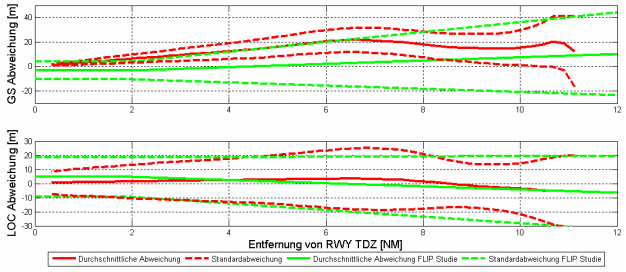

BILD 13. Vergleich der Abweichungen von Simulation (Schwellwerte im Pilotenmodell erhöht) und FLIP-Studie

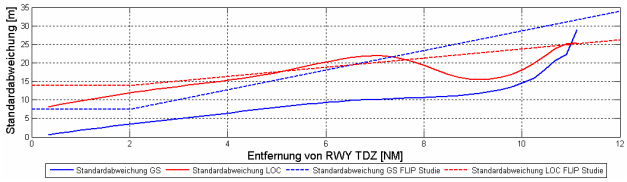

BILD 14. Vergleich der Standardabweichungen (Schwellwerte im Pilotenmodell erhöht) und FLIP-Studie

5. ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Arbeit wurde ein einfaches flugmechanisches Modell zur Berechnung von Flugbahntrajektorien im Landeanflug für statistische Untersuchungen beschrieben. Es besteht aus Teilmodellen für die Flugdynamik, Navigation, Atmosphäre, Wind und für die Steuerung des Flugzeugs durch einen Piloten. Es kann verschiedene Flugzeugtypen simulieren, und erlaubt die Variation von Parametern, die die Anflugtrajektorien beeinflussen, wie z.B. Windverhältnisse oder Pilotenverhalten. Für diese Parameter wurden Wertebereiche und Verteilungen abgeschätzt.

Zunächst wurde der Einfluss der einzelnen Eingangsparameter auf die Flugbahntrajektorien analysiert. Im Anschluss daran wurden 40.000 Anflüge in einer Monte-Carlo-Simulation simuliert, bei der alle Eingangsparameter entsprechend ihrer Wahrscheinlichkeitsverteilung variiert wurden. Die Qualität der Simulation wurde durch den Vergleich mit den Ergebnissen der FLIP-Studie aufgezeigt, in der ca. 40.000 ILS-Anflüge über einen Zeitraum von 4 Monaten am Frankfurter Flughafen aufgezeichnet worden sind.

Aufgrund der vielen statistischen unbekannten Parameter im System, waren exakt übereinstimmende Verläufe der durchschnittlichen Abweichungen und Standardabweichungen der Gleitpfadablagen nicht zu erwarten. Qualitativ ähneln die Simulationsergebnisse denen der FLIP-Studie recht gut. Die Unterschiede haben im wesentlichen vier Ursachen: 1) In der Simulation liegt die durchschnittliche Flugbahn immer über dem Gleitpfad und es sind die vertikalen Abweichungen vom Gleitpfad größer, weil die Geschwindigkeits- und der Gleitpfadregelung im Pilotenmodell entkoppelt geschieht. Durch eine Kopplung beider Regelkreise, die den Energiehaushalt des Flugzeuges berücksichtigt sind hier Verbesserungen erzielbar. 2) Die angenommenen Variationen in Windgeschwindigkeit und Windrichtung sind sicherlich nicht die gleichen, die während der FLIP-Messungen vorlagen. Hier müssen noch statistische Daten aus Wetterbeobachtungen eingebunden werden. 3) Die Simulation wird bei Windstille initialisiert und der Wind wird erst im Höhenband zwischen 3500ft und 2750ft eingeblendet. 4) Da sich atmosphärische Störungen auf die Anflugbahnen der Flugzeugklassen „light“, „medium“ und „heavy“ unterschiedlich stark auswirken, ist eine Statistik über die landenden Flugzeuge am Frankfurter Flughafen notwendig

Für eine echte Validation müssen die genauen Validationskriterien definiert werden, es müssen die zu messenden Daten spezifiziert werden und es müssen für die gemessenen Trakjektorien die zugehörigen statistischen Verteilungen der Parameterwerte bekannt sein.

Das in dieser Arbeit entwickelte Modell stellt damit eine Basis für zukünftige Untersuchungen zur Verfügung, wie beispielsweise Untersuchungen, über die Auswirkungen von atmosphärischen Störungen oder von Wirbelschleppen auf die Anflugtrajektorien, wie in /10/ beschrieben. Unter Verwendung dieser Simulationsergebnisse könnten bestehende Verfahrenskriterien für ILS-Anflüge optimiert werden (z.B. Verringerung der Staffelungsabstände).

LITERATUR

[1] Brockhaus, R.; *Flugregelung*; Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, ISBN 3-540-55416-5, (1994)
[2] Luckner, R.; *Flugmechanik II*; Vorlesungsskript, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Fachbereich Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität Berlin, Berlin, (SS 2005)
[3] Buchholz, Jörg J.; *Regelungstechnik und Flugregler*; Vorlesungsmanuskript, Hochschule Bremen, Bremen, URL: http://buchholz.hs-bremen.de, (2002)
[4] Schänzer, G. und Krauspe P.; *Einfaches Triebwerksmodell zur Simulation nichtlinearer dynamischer Schubantworten*; Zeitung Flugwissenschaft Weltraumforschung 2, Heft 3, (1978)
[5] Frauenkron, H., Biegholdt, J., Maiss, M., Nalpanis, P. und Smith, E.; *FLIP-Flight Performance using Frankfurt ILS*; Version 2.0; DFS German Air Navigation Services, Air Traffic Management Division, 20. Februar (2001)
[6] Cüsters, Ulf; *Pilotenmodell für den Instrumenten-Landeanflug eines Verkehrsflugzeuges*; Diplomarbeit, Institut für Flugmechanik und Raumfahrttechnik, Technische Universität Braunschweig, Braunschweig, (2000)
[7] Thorbeck, J.; *Flugzeugentwurf I und II*; Vorlesungsskript, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, Fachbereich Luftfahrzeugbau/Leichtbau, Technische Universität Berlin, Berlin, (2000)
[8] Jackson, P.; *Jane's All The World's Aircraft 2003-2004*; Jane's Information Group Inc, USA, ISBN 0-7106-2537-5, (2004)
[9] Joos, H.; *MOPS – Multi Objective Parameter Synthesis User's Guide V5.0*; DLR Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Robotik und Mechatronik, Oberpfaffenhofen, (2005)
[10] Holzäpfel, F. et al. : *Aircraft Wake Vortex Scenarios Simulation Package WakeScene*; 25th ICAS Congress, Hamburg, (Sept 2006)

SYMBOLE

A	Auftriebskraft
F	Triebwerksschub
F^K	Trägheitskraft
G	Gewicht
R	Luftkraft
S	Flügelfläche
T	Transformationsmatrix
V	Geschwindigkeit
W	Widerstandskraft
m	Flugzeugmasse
t	Zeit
u, v, w	Geschwindigkeitskoordinaten
x, y, z	Weg(Positions-)koordinaten
Θ	Nickwinkel (Längsneigung)
Λ	Flügelstreckung
Φ	Hängewinkel (Querneigung)
Ψ	Azimut
α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
γ	Flugbahnneigungswinkel
χ	Bahnazimut

Indizes

A	aerodynamische Größen
K	kinematische Größen
W	Windgrößen
a	aerodynamisch
c	command
f	flugzeugfest
g	geodätisch
k	bahnfest

Aerodynamische Kenngrößen

C_A	Auftriebsbeiwert
C_{Amax}	maximaler Auftriebsbeiwert
$C_{A(\alpha=0)}$	Auftriebsbeiwert beim Anstellwinkel 0
$C_{A\alpha}$	Auftriebsanstieg
ΔC_{AK}	Änderung von C_A infolge von Klappenausschlag
C_W	Widerstandsbeiwert
C_{W0}	Nullwiderstandsbeiwert
C_{Wi}	induzierter Widerstandsbeiwert
ΔC_{WK}	Änderung von C_W infolge von Klappenausschlag
e	Oswaldfaktor

Navigation (ILS)

H	Höhe des Flugzeuges über MSL
H_{AC}	Höhe des Flugzeuges über Landebahn
H_{RWY}	Höhe der Landebahn über MSL
R_{GS}	Schrägentfernung Flugzeug und GS-Sender
R_{LOC}	horizontale Schrägentfernung Flugzeug und LOC-Sender
x_{AC_TDZ}	Distanz Flugzeug und Aufsetzpunkt in x
x_{GS}	Distanz GS-Sender und Landbahnschwelle in x
x_{LOC}	Distanz LOC-Sender und Landbahnschwelle in x
y_{GS}	Distanz GS-Sender und Mittelpunktlinie der Landebahn in y
y_{AC}	horizontale Landekursabweichung
d_{LOC}	horizontale Landekursabweichung
d_{GS}	vertikale Gleitpfadabweichung
γ_{GS}	GS-Winkel
ε_{GS}	vertikaler Abweichungswinkel vom GS-Winkel
ρ_{LOC}	horizontaler Abweichungswinkel vom Landekurs

Trimmung

F_{Trim}	getrimmter Schub zu Beginn der Simulation
R_{GS_FAF}	Schrägentfernung FAF und GS-Sender
V_{K_Init}	Bahngeschwindigkeit zu Beginn der Simulation
d_{GS_Init}	vertikale Anfangsabweichung
d_{LOC_Init}	laterale Anfangsabweichung
x_{FAF}	Distanz FAF und GS-Sender
α_{Trim}	getrimmter α zu Beginn der Simulation
γ_{Init}	γ zu Beginn der Simulation
Φ_{Trim}	getrimmter Φ zu Beginn der Simulation

Atmosphäre

$H_{0\text{-}4}$	Höhen über Grund
GV	Geschwindigkeitsgradient dV_{Wg}/dH

Parameter

V_{app}	Anfluggeschwindigkeit
ΔV_{flaps}	Geschwindigkeitsdifferenz zwischen den Klappenstufen
t_{V_Start}	Anfang des Geschwindigkeitsabbau
t_{V_End}	Ende des Geschwindigkeitsabbau

ANHANG

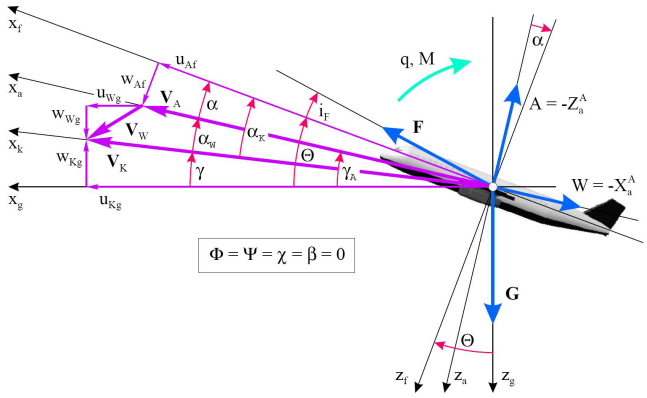

BILD 15. x-z-Ebene (W Definition nach /1/)

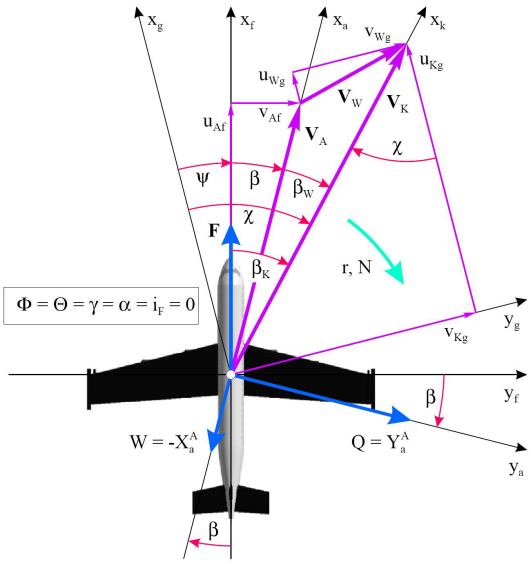

BILD 16. x-y-Ebene