SIMULATION REALISTISCHER VERKEHRSSZENARIEN IN FLUGSIMULATOREN

Arne Jan Krüger
Technische Universität Braunschweig
Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme
Hermann-Blenk-Straße 23, 38108 Braunschweig

Zusammenfassung

Es wird die im Zuge einer Diplomarbeit erfolgte Realisierung einer Luftverkehrssimulation zur Integration in die Flugsimulatoren des DLR Braunschweig vorgestellt, welche in der Lage ist eine beliebige Anzahl einfach parametrisierbarer Flächenflugzeuge und Hubschrauber auf durch Wegpunktketten definierten Flugbahnen abzubilden. Grundlage der Bahnführung ist die exakte Eingangs-/Ausgangslinearisierung der Systemgleichungen. Dem resultierenden System wird die gewünschte Dynamik dann durch einfache Referenzmodelle aufgeprägt wird. Die Simulation ist als Client-Server Anwedung aufgebaut. Relevante Aspekte der Simulation, wie der Flugplan einzelner Simulationsobjekte, sind damit zur Laufzeit über ein Clientprogramm veränderbar. Die Simulation ist über einen Datenbus als Modul in die Simulatorinfrastuktur integriert und stellt Position und Lage aller simulierten Luftverkehrsteilnehmer bereit.

1 EINLEITUNG

Am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt werden bereits seit vielen Jahren Flugsimulatoren vornehmlich zur Versuchsvorbereitung für die Flugversuchsträger ATTAS[1] und FHS[2] betrieben, wobei für diese Anwendung der Schwerpunkt naturgemäß auf der möglichst genauen Wiedergabe der Flugphysik und -dynamik sowie der kritischen Bordsysteme lag. Für das als Bestandteil des *Campus Forschungsflughafen* unter Beteiligung der Institute der TU Braunschweig in der Entstehung begriffene Zentrum für Flugsimulation sollen durch eine Erweiterung der Umgebungssimulation weitere Anwendungsfelder erschlossen werden. Neben der verstärkten Berücksichtigung von Außensicht und Geräuschkulisse umfasst dieses Vorhaben auch die Abbildung anderer Luftverkehrsteilnehmer in der Umgebung um das simulierte Luftfahrzeug.

Die hier vorgestellte Diplomarbeit befasst sich mit der Realisierung einer Luftverkehrssimulation mit den folgenden Zielvorgaben:

- **Realitätsnähe:** Das Verhalten der simulierten Luftfahrzeuge entspricht jenem ihrer realen Vorbilder, soweit dies für die von außen beobachtbare Bahndynamik notwendig ist.
- **Echtzeitfähigkeit:** Simulationszeit und reale

[1] Advanced Technologies Testing Aircraft System
[2] Flying Helicopter Simulator

Zeit fallen zusammen. Das System wertet die Gleichungssysteme für jedes zu simulierende Objekt in festen Zeitabständen aus und stellt das jeweils aktuellste Ergebnis zur Ausgabe bereit. Die Simulation ist zeitlich nicht beschränkt.

- **Flexibilität:** Das Verhalten der simulierten Fluggeräte, ihre Trajektorie, wird über den so genannten Flugplan festgelegt, welcher auch nach Beginn der Simulation veränderlich ist.
- **Erweiterbarkeit:** Es sind zunächst zwei Typen von Simulationsobjekten realisiert: Transportflugzeug und Hubschrauber. Beide Modelle sind vielfältig parametrisiert. Die spätere Erweiterung der Typenpalette wurde beim Entwurf der Software berücksichtigt.
- **Kommunalität:** Ausgaben erfolgen in den auch von anderen Systemteilen verwendeten Koordinatensystemen und Datenformaten.

Ausgehend von diesen Zielvorgaben wird die Simulation zugunsten einfacherer Systemgleichungen bewusst auf die Abbildung der Bahndynamik beschränkt, wobei in der Folge die Eigenbewegungsformen der simulierten Luftfahrzeuge unberücksichtigt bleiben. Die resultierende Übersichtlichkeit der Systemgleichungen macht diese dem Verfahren der exakten Eingans-/Ausgangslinearisierung zugänglich und eraubt die Realisierung eines eigenen Bahnreglers für jedes Simulationsobjekt, womit sich die geforderte Flexibilität und Veränderbarkeit der Trajektorie leicht realisieren lässt. Ein vergleichbarer Ansatz findet sich in [1].

2 EXAKTE LINEARISIERUNG

Das Verfahren der exakten Eingangs-/Ausgangslinearisierung, auch bekannt unter der Bezeichnung dynamische Inversion, ist eine Form der Zustandsvektorrückführung bei welcher das Übertragungssystem zwischen Ein- und Ausgang, ohne Beschränkung auf die Umgebung um einen einzelnen Arbeitspunkt, linearisiert wird. Die Linearisierung bezieht sich dabei jedoch nur auf das beobachtbare Verhalten zwischen Ein- und Ausgang, während andere Zustandsgrößen eine so genannte innere Dynamik aufweisen können, die weiterhin nichtlinear sein kann.

Voraussetzung für die Anwendbarkeit der dynamischen Inversion sind die genaue Kenntnis der nichtlinearen Systemgleichungen und deren Glattheit und Differenzierbarkeit, sowie die Kenntnis des Zustandsvektors. Diese Voraussetzungen sind in der hier betrachteten Simulation, die auf die Abbildung physikalisch plausiblen äußeren Verhaltens abzielt, im Gegensatz zu vielen realen Systemen, gegeben.

Die folgenden Ausführungen stützen sich auf [2, 3] und [4]. Betrachtet werden SISO[3]-Systeme der Form (2.1). Eine Erweiterung auf den mehrdimensionalen Fall ist möglich, jedoch im vorliegenden Fall nicht notwendig.

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{g}(\mathbf{x})\, u \tag{2.1a}$$

$$y = h(\mathbf{x}) \tag{2.1b}$$

Der besseren Übersicht halber wird in der Literatur die als Lie-Ableitung bekannte Notation (2.2) verwendet:

$$L_{\mathbf{f}}\, h(\mathbf{x}) = \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{f}(\mathbf{x}). \tag{2.2}$$

Die Lie-Ableitung ist ein Skalar und beschreibt anschaulich den Einfluss von $\mathbf{f}$ auf h. Die wiederholte Anwendung der Lie-Ableitung kann ebenfalls sehr kompakt geschrieben werden und wird durch einen hochgestellten Index verdeutlicht.

Die zeitliche Ableitung der Ausgangsgleichung (2.1b) lautet bei Anwendung der Kettenregel und Rückgriff auf die Notation mit Lie-Ableitungen dann:

$$\dot{y} = \frac{dy}{dt} = \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \dot{\mathbf{x}} = \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \frac{\partial h}{\partial \mathbf{x}} \mathbf{g}(\mathbf{x})\, u \tag{2.3a}$$

$$= L_{\mathbf{f}}\, h(\mathbf{x}) + L_{\mathbf{g}}\, h(\mathbf{x})\, u \tag{2.3b}$$

$$= L^1_{\mathbf{f}}\, h(\mathbf{x}) + L_{\mathbf{g}}\, L^0_{\mathbf{f}}\, h(\mathbf{x})\, u. \tag{2.3c}$$

[3] Single Input Single Output

Im Allgemeinen ist der Faktor $L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{0}\, h(\mathbf{x})$ null, was bedeutet, dass der Eingang u nicht direkt auf die erste Ableitung des Ausgangs wirkt. Wiederholtes Ableiten der Ausgangsgleichung führt auf:

$$\text{(2.4a)} \qquad y = L_{\mathbf{f}}^{0}\, h(\mathbf{x}) = h(\mathbf{x})$$

$$\text{(2.4b)} \qquad \dot{y} = L_{\mathbf{f}}^{1}\, h(\mathbf{x}) + \underbrace{L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{0}\, h(\mathbf{x})}_{=0}\, u$$

$$\text{(2.4c)} \qquad \ddot{y} = L_{\mathbf{f}}^{2}\, h(\mathbf{x}) + \underbrace{L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{1}\, h(\mathbf{x})}_{=0}\, u$$

$$\vdots$$

$$\text{(2.4d)} \qquad y^{(r-1)} = L_{\mathbf{f}}^{r-1}\, h(\mathbf{x}) + \underbrace{L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{r-2}\, h(\mathbf{x})}_{=0}\, u$$

$$\text{(2.4e)} \qquad y^{(r)} = L_{\mathbf{f}}^{r}\, h(\mathbf{x}) + \underbrace{L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{r-1}\, h(\mathbf{x})}_{\neq 0}\, u$$

Darin ist $1 \leq r \leq n$ der relative Grad des Systems n-ter Ordnung, die kleinste natürliche Zahl für die $L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{r-1}\, h(\mathbf{x}) \neq 0$ gilt. Der relative Grad gibt damit an, die wievielte Ableitung des Aufgangs durch die Eingangsgröße direkt beeinflusst werden kann. Wenn $r < n$ ist liegt außerdem eine innere Dynamik vor, die vom Eingang u angeregt wird, jedoch nicht auf den Ausgang y wirkt.

Die Gleichungen (2.4) beschreiben die in Abb. 1 dargestellte Integratorkette. Mit Einführung des Pseu-

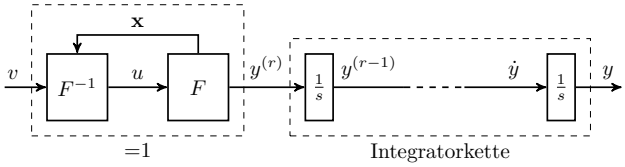

Abb. 1: Grundstruktur der dynamischen Inversion

doeingangs v nach (2.5) verschwindet die ursprüngliche Dynamik und die r-Ableitung des Ausgangs kann direkt vorgegeben werden.

$$\text{(2.5)} \quad u = \frac{1}{L_{\mathbf{g}}\, L_{\mathbf{f}}^{r-1}\, h(\mathbf{x})}\left(v - L_{\mathbf{f}}^{r}\, h(\mathbf{x})\right) = \frac{1}{\beta}(v - \alpha)$$

Dieser Umstand kann genutzt werden, um durch Schließen des Regelkreises das System auf einer beliebigen Referenztrajektorie $\mathbf{w}$ zu führen, wie

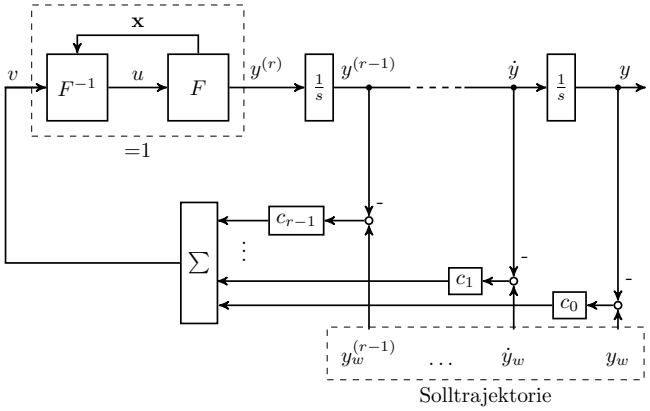

Abb. 2: Struktur der linearisierten Fehlerdynamik mit Polvorgabe und Vorfilter

Abb. 2 veranschaulicht. Da die Parmeter $c_0 \ldots c_{r-1}$ frei gewählt werden können, ist es immer möglich diese Fehlerdynamik stabil auszulegen.

3 MODELLIERUNG

Die Differentialgleichungen für Flächenflugzeug und Hubschrauber werden aus den Kraftbilanzgleichungen um den Schwerpunkt gewonnen, wobei die Masse als konstant angenommen werden kann. Die Vektoren für aerodynamische Kraft $\mathbf{K}_a$, Gewichtskraft $\mathbf{G}_a$ und Schubkraft $\mathbf{F}_a$ werden durch möglichst einfache Näherungsansätze bestimmt. In den Systemgleichungen müssen zudem geeignete Eingangs- oder Steuergrößen identifiziert und den Bahnfreiheitsgraden zugeordnet werden.

$$\text{(3.1)} \qquad \frac{d}{dt}\left(m\mathbf{V}_a\right) = \mathbf{K}_a + \mathbf{G}_a + \mathbf{F}_a$$

Benötigte atmosphärische Zustandsgrößen, wie Luftdruck und -dichte werden durch die Normatmosphäre abgebildet. Für die Beschreibung der Flugzeugdynamik ist die Position des Luftfahrzeugs unerheblich, weshalb in der Literatur die Umgebung zumeist als Ebene betrachtet wird. Für längere Trajektorien ist die Berücksichtigung der Erdkrümmung jedoch unerlässlich. Die Differentialgleichungen (3.2) geben den Zusammenhang zwischen dem

lokalen geodätischen System und den Kooridnaten auf dem WGS84-Ellipsoiden mit der lokalen Krümmung R_x und R_y in Nord- bzw. Ostrichtung an.

$$\dot{\phi}_g = \frac{1}{R_x + H_g}\dot{x}_g \tag{3.2a}$$

$$\dot{\lambda}_g = \frac{1}{(R_y + H_g)\sin\phi_g}\dot{y}_g \tag{3.2b}$$

$$\dot{H}_g = -\dot{z}_g \tag{3.2c}$$

3.1 Flächenflugzeug

Nach Umformung und Auflösen in Komponentendarstellung nehmen die Bilanzgleichungen für das Flächenflugzeug die Form (3.3) an. In dieser Darstellung ist die Forderung nach schiebewinkelfreiem Flug bereits enthalten. Außerdem werden kleine Anstell- und Schubeinstellwinkel und damit ein bahnaxialer Schubvektor angenommen. Dies wird ausführlich in [5] und [6] diskutiert.

$$m\,\dot{V} = F - W - G\sin\gamma \tag{3.3a}$$

$$m\,V\cos\gamma\dot{\chi} = A\sin\Phi \tag{3.3b}$$

$$m\,V\dot{\gamma} = A\cos\Phi - G\cos\gamma \tag{3.3c}$$

Bemerkenswert ist die Tatsache, dass sich infolge des Euler-Terms allein aus den Kraftgleichungen Differentialgleichungen für Bahnwinkel γ und Bahnazimut χ ableiten lassen.

Die Aerodynamik des Flugzeugs wird stark vereinfacht durch eine über den gesamten Flugbereich unveränderte quadratische Polare beschrieben.

$$A = q\,S\,C_A \tag{3.4a}$$

$$W = q\,S\,(C_{W0} + k\,C_A^2) \tag{3.4b}$$

Der Auftriebsbeiwert C_A stellt dabei eine Eingangsgröße für das System dar. Aus dem Auftriebsbeiwert kann über den Auftriebsanstieg $C_{A\alpha}$, welcher über die PRANDTL-GLAUERT-Regel abschätzbar ist, leicht der zugehörige Anstellwinkel ermittelt werden.

Das Triebwerk wird als einfaches System 1.Ordnung idealisiert und mit der Schubhebelstellung κ_c als Steuergröße durch die folgende Gleichung beschrieben:

$$\dot{F} = \frac{1}{T_F}\left(F_0\,\kappa_c - F\right) \tag{3.5}$$

Zeitkonstante T_F und Maximalschub F_0 sind freie Parameter. Die Höhen- und Geschwindigkeitsabhängigkeit bleibt unberücksichtigt.

Da aus den Kraftgleichungen keine Differentialgleichung für den Hängewinkel gewonnen werden kann, wird ein einfaches Ersatzmodell erster Ordnung mit einer frei wählbaren Rollzeitkonstante T_R gewählt.

$$\dot{\Phi} = \frac{1}{T_R}\left(\Phi_c - \Phi\right) \tag{3.6}$$

Der kommandierte Rollwinkel Φ_c ist die dritte Steuergröße und wirkt primär auf den Bahnazimut.

Die Modellierung des Flächenflugzeugs ist für Transportflugzeuge im Unterschall bei kleinen Anstellwinkeln geeignet. Die Schubhebelstellung steuert die Fluggeschwindigkeit, der Kurs wird über den Rollwinkel kontrolliert. Bahnwinkel und damit Flughöhe werden durch Variation des Auftriebsbeiwerts gesteuert. Damit liegt faktisch eine direkte Kraftsteuerung[4] vor, wie sie bisher nur in Experimentalflugzeugen realisiert wurde. In der Folge entfällt das nicht-minimalphasige Verhalten bezüglich des Bahnwinkels beim Einleiten einer Nickbewegung, was die Regelung wesentlich vereinfacht.

3.2 Hubschrauber

Der Hubschrauber ist ein hochkomplexes dynamisches System, welches mehr noch als das Flächenflugeug nur bei weitreichenden Vereinfachungen der dynamischen Inversion zugänglich ist. Es können mit Schwebe- und Schnellflug zwei ausgezeichnete Flugzustände unterschieden werden. Die folgenden Ausführungen orientieren sich an [7, 8].

[4] DLC - Direct Lift Control

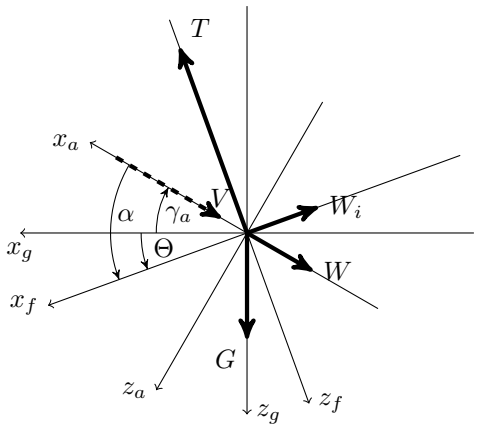

Abb. 3: Kräfte am Hubschrauber

Im Schwebeflug wirkt in erster Näherung der Rotorschub allein entgegen der Gewichtskraft, wobei der Zusammenhang zwischen entwickeltem Schub und Wellenleistung wahlweise durch die Stromfadentheorie, oder durch die komplexere Blattelementtheorie erklärt werden kann. Letztere hat den Vorteil nahtlos auf den Vorwärtsflug erweiterbar zu sein, in welchem die Rotorscheibe als kreisrunder Flügel mit elliptischer Auftriebsverteilung aufgefasst werden kann, wobei ein auftriebsabhängiger induzierter Widerstand W_i parallel zur Blattebene hinzukommt. Schließlich kommt noch der schädliche Widerstand W der Zelle hinzu. Alle Kräfte greifen idealisiert im Zentrum der Rotorscheibe an, wie Abb. 3 veranschaulicht.

Aus der Kräftebilanz lassen sich analog zum Flächenflugzeug Differentialgleichungen für Flughöhe und Übergrundgeschwindigkeit gewinnen, während die Rotationsfreiheitsgrade durch Ersatzsysteme erster Ordnung abgebildet werden. Der Rollwinkel wird durch die Forderung nach schiebefreiem Flug (3.7) vorgegeben werden.

$$\sin \Phi_c = \frac{m\, V_a \cos\gamma\, \dot{\chi}}{T \cos\alpha} \tag{3.7}$$

Auf diese Weise entfällt ein Rotationsfreiheitsgrad und der Hubschrauber verliert die seitliche Versetzbarkeit. Im Gegenzug wird die Bahnführung wesentlich vereinfacht.

Der Hubschrauber wird bezüglich der Flughöhe über den Rotorschub, bzw. den Leistungsbeiwert C_P gesteuert, welcher durch die höhenabhängige maximale Dauerleistung des Triebwerks beschränkt ist. Die Geschwindigkeit über Grund soll über die Vorgabe der Nicklage Θ_c gesteuert werden, während der Steuerkurs durch Vorgabe der Drehrate um die Hochachse beeinflusst wird. Der Rollwinkel ergibt sich aus der Bedingung (3.7).

4 BAHNFÜHRUNG

Zur Bahnführung wird die dynamische Inversion auf die Differentialgleichungen für Geschwindigkeit, Höhe und Steuerkurs angewandt, indem die entsprechende Ausgangsgleichung solange wiederholt differenziert wird, bis die gewünschte Steuergröße in der Gleichung direkt auftritt. Es liegt dann die folgende Form vor:

$$y^{(r)} = \alpha + \beta\, u = v. \tag{4.1}$$

Die hier beschriebenen Systeme haben einen maximalen relativen Grad von zwei. Die Parameter der Fehlerdynamik können dann mit $c_0 = \omega_0^2$ und $c_1 = 2D\omega_0$ sehr anschaulich auch mit der Dämpfung und Eigenkreisfreuquenz in Beziehung gesetzt werden. Der Psuedoeingang v wird, wie in Abb. 2 veranschaulicht wie folgt definiert:

$$v = \sum_{i=0}^{r-1} \left(y_w^{(i)} - y^{(i)} \right) c_i \ . \tag{4.2}$$

Die Ableitungen $y_w^{(i)}$ werden aus einem zeitoptimalen Referenzmodell gewonnen. Dieses verbindet den aktuellen Wert der Ausgangsgröße glatt mit einem gewünschten stationären Endwert y_c. Grenzen der Flugenvelope, wie zulässige Lastvielfache, Festigkeits- und Temperaturgrenze, oder maximale Lagewinkel können über die Begrenzungen im Referenzmodell eingebracht werden. Gleiches gilt für operationelle Forderungen, wie Sollwenderate und

Gleitwinkel. Diese, sowie die stationären Endwerte sind den Wegpunkten hinterlegt, oder werden, im Falle des Steuerkurses, aus der relativen Lage der Wegpunkte zueinander berechnet.

Bei Erreichen eines Wegpunktes erfolgt ein Umschalten auf den im Flugplan nachfolgenden Wegpunkt, dessen Vorgabewerte z.B für Flughöhe und -geschwindigkeit dann aktiv werden. Der Wegpunktübergang ist ein kritischer Bestandteil des Bahnreglers und erfolgt bei Erreichen einer der in Abb. 4 dargestellten Schaltschwellen. In der Abbildung sind $\mathbf{A}$, $\mathbf{B}$ und $\mathbf{C}$ Wegpunkte des Flugplanes, während $\mathbf{P}$ die Flugzeugposition darstellt. Dies stellt sicher, dass das Luftfahrzeug selbst dann zuverlässig der Trajektorie folgt, wenn druch Änderungen am Flugplan, oder Begrenzungen größere Ablagen von der Solltrajektorie entstanden sind.

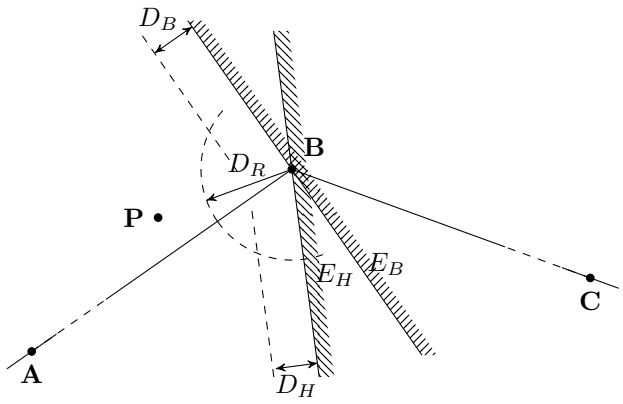

Abb. 4: Kreisbogenübergang zwischen zwei Leitstrahlen

5 REALISIERUNG

Das Einsatzumfeld der Simulatoren am DLR Braunschweig erfordert eine flexible und erweiterbare Architektur, um den wechselnden Anforderungen der Forschungsvorhaben gerecht zu werden. Es hat sich dabei bewährt funktionale Einheiten möglichst unabhängig voneinander zu entwerfen und über ein IP basiertes Bussystem miteinander zu verknüpfen. In diesem Sinne wird auch die Luftverkehrssimulation unter dem Arbeitstitel *Traffic Server* als eigenständiges Programm in den Gesamtsimulator integriert, wie Abb. 5 veranschaulicht. Der Datenaustausch mit den anderen Systemen erfolgt über ein flexibles und erweiterbares Binärprotokoll. Dieses ist so gestaltet, dass Kommunikationspartner, insbesondere wenn sie lediglich Daten empfangen wollen, nur einen kleinen Teil der gesamten Protokollfunktionalität implementieren müssen.

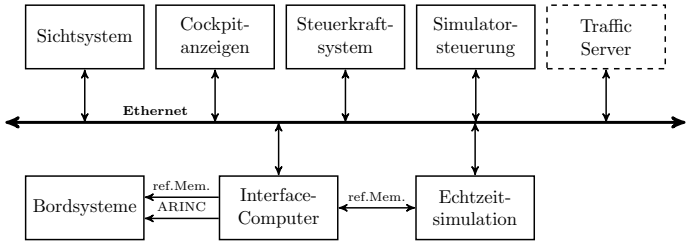

Abb. 5: Verknüpfung der Simulatorkomponenten

Die Server-Anwendung selbst verfügt über keine graphische Benutzerschnittstelle, sondern wird mittels des definierten Datenprotokolls von einem, oder mehreren Clientprogrammen gesteuert. Auf diese Weise soll es zukünftig möglich sein höhere Funktionen, wie beispielsweise eine intelligente Interaktion zwischen den Simulationsobjekten, oder auch eine ATC Simulation als eigenständige Module zu realisieren. Die Modularisierung kommt zudem der Skalierbarkeit entgegen. Je nach benötigter Rechenleistung können einzelne Module auf verschiedene Rechnersysteme verteilt werden.

6 ZUSAMMENFASSUNG

Im Ergebnis liegt eine funktionsfähige Luftverkehrsimulation nebst eines Client-Programms zur Steuerung vor. Die Simulation umfasst mit Transportflugzeug und Hubschrauber zwei wesentliche Modellklassen, die jeweils umfangreich parametrisiert werden können, wobei die Methode der dynamischen Inversion noch Raum für Verfeinerung der Modellierung zum Beispiel in Hinblick auf veränderliche ae-

rodynamische Konfigurationen zwischen Start und Reiseflug lässt.

In Abb. 6 und Abb. 7 sind beispielhaft der Bahn- und Höhenverlauf für den Start einer BÖLKOW BO 105 vom Flughafen Braunschweig. Die Konfigurationen A und B entsprechen unterscheiden sich hinsichtlich der zugelassenen Lastvielfachen und den Parametern der Fehlerdynamik.

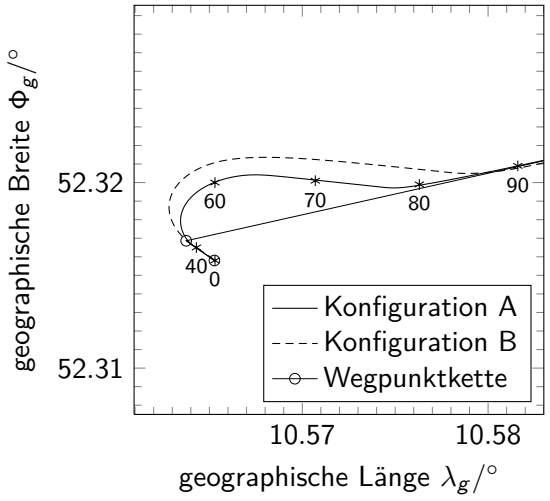

Abb. 6: Bahnverlauf, Start BO 105

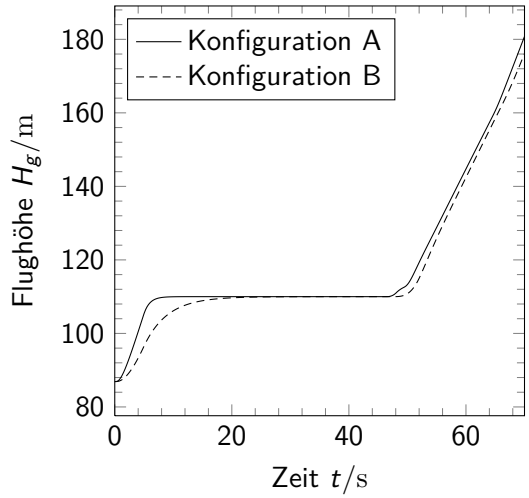

Abb. 7: Höhenverlauf, Start BO 105

Die Abb. 8 veranschaulicht den Übergang zwischen zwei Wegpunkten durch einen Kreisbogen, wobei der Übergangsbogen noch vor Erreichen des Wegpunktes B eingeleitet wird. Die Modellparameter bilden einen AIRBUS A320 ab.

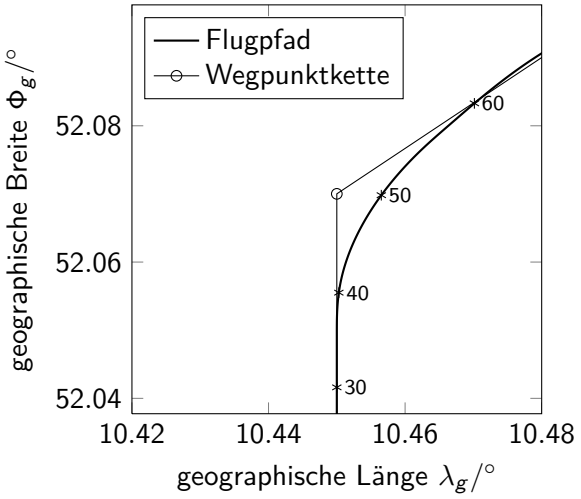

Abb. 8: Bahnverlauf, Wegpunkt Fly-By A320

Das Programm ist bereits mit dem Sichtsystem verknüpft, was die Brauchbarkeit der gewählten Architektur demonstriert. Die Simulation bildet momentan den aerodynamisch getragenen Flug ab. Rollen am Boden, wie auch Abheben und Aufsetzen sind noch nicht abschließend implementiert.

LITERATUR

[1] HOCHWARTH, Joachim Karl U.: *A Modularized Approach to Comprehensive System-Wide Computer Simulation of Air Traffic Systems*, Faculty of the Graduate School of the University of Minnesota, Diss., Dezember 2002

[2] ISIDORI, Alberto: *Nonlinear Control Systems*. 3. Auflage. Springer, 1995

[3] ADAMY, Jürgen: *Nichtlineare Regelungen*. 1. Auflage. Springer, 2009

[4] HOLZAPFEL, Florian: *Nichtlineare adaptive Regelung eines unbemannten Fluggerätes*, Technische Universität München, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Diss., 2004

[5] BROCKHAUS, Rudolf: *Flugregelung*. 2. Auflage. Springer, 2001

[6] PHILLIPS, Warren F.: *Mechanics of Flight*. 2. Auflage. John Wiley and Sons, Inc., 2009

[7] BITTNER, Walter: *Flugmechanik der Hubschrauber*. 3. Auflage. Springer, 2009

[8] LEISHMAN, J. G.: *Principles of Helicopter Aerodynamics*. Cambridge University Press, 2002