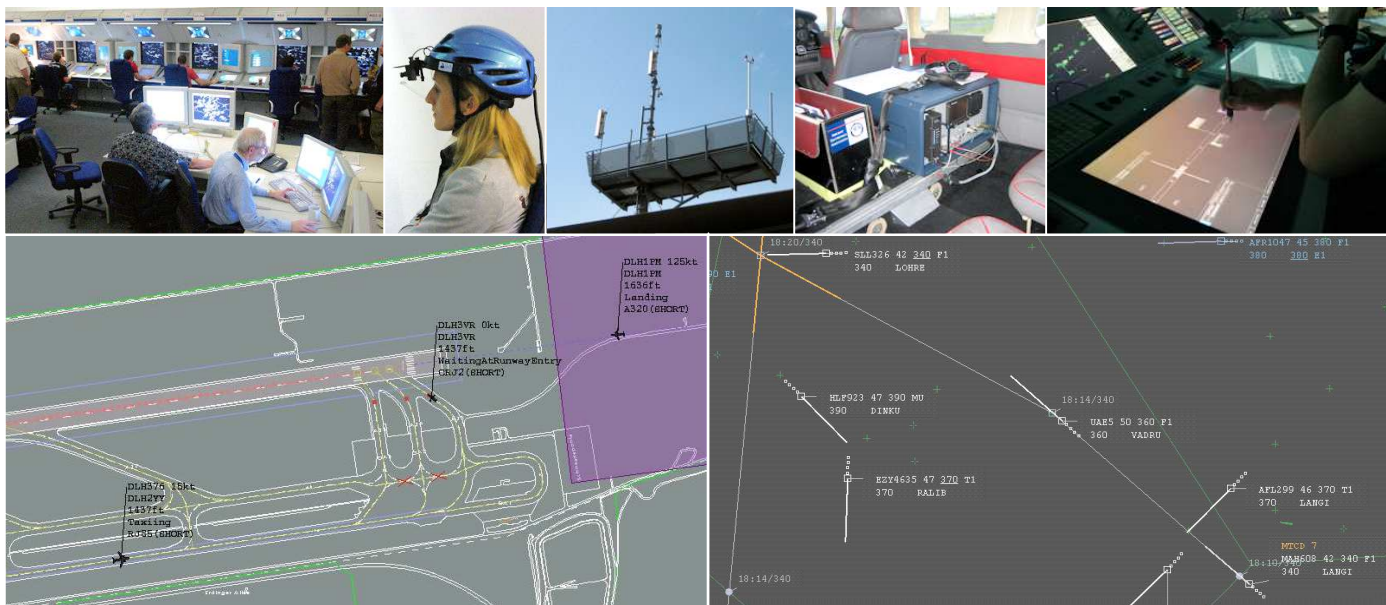


TE *im Fokus*

Informationen aus dem Bereich Forschung und Entwicklung der DFS Deutsche Flugsicherung GmbH

In dieser Ausgabe:

- Mehrkriterielle Optimierung: Ein Ansatz zur Automatisierung in der Flugsicherung
- Innovative Mensch-Maschine Interaktionsmöglichkeiten in der Flugverkehrskontrolle
- SSR system performance and interference analysis using an event-driven simulation model
- Passiv-Radar auch für die zivile Flugsicherung?
- NEWSIM-Weiterentwicklung - Vom großen Realzeitsimulator zum „Training in the Cloud“
- Berechnung von Schadstoffemissionen in Flughafennähe unter Verwendung von Simulationsdaten



DFS Deutsche Flugsicherung

Inhalt

Abstracts der Heftbeiträge	2
Milena Lepojević (Philipps-Universität Marburg), Dr. Matthias Poppe Mehrkriterielle Optimierung: Ein Ansatz zur Automatisierung in der Flugsicherung	3
Daniel Wald (FH Fulda), Jörg Buxbaum, Dr. Jens Konopka Innovative Mensch-Maschine Interaktionsmöglichkeiten in der Flugverkehrskontrolle	12
Dr. Andreas Herber, Albert Walberer (ESG) SSR system performance and interference analysis using an event-driven simulation model	20
Steffen Marquard, Dr. Andreas Herber Passiv-Radar auch für die zivile Flugsicherung?	31
Jan Fiegert, Ralph Kar, Peter Krauspe NEWSIM-Weiterentwicklung - Vom großen Realzeitsimulator zum „Training in the Cloud“	35
Stefan Schwanke, Annabelle Schuppe (TU Dresden), Thomas Groth Berechnung von Schadstoffemissionen in Flughafennähe unter Verwendung von Simulationsdaten.....	38
Impressum.....	48

Die Autoren sind, soweit nicht anders gekennzeichnet, Mitarbeiterinnen und Mitarbeiter im Bereich Forschung und Entwicklung der DFS.



Die DFS Deutsche Flugsicherung GmbH
ist nach DIN EN ISO 9001:2008 zertifiziert.

Abstracts der Heftbeiträge

Milena Lepojevic, Dr. Matthias Poppe: **Mehrkriterielle Optimierung: Ein Ansatz zur Automatisierung in der Flugsicherung** – Der Artikel beschreibt die Entwicklung von mathematischen Lösungsverfahren zur Berechnung konfliktfreier Trajektorien. Diese Verfahren sind im Rahmen von einer Diplomarbeit im Fachbereich Mathematik und Informatik der Philipps-Universität Marburg in Zusammenarbeit mit dem Forschungsbereich der DFS entstanden. Aufgabe war dabei die mathematische Herleitung und Beschreibung der Zielfunktion und die Lösung des mehrkriteriellen nichtlinearen Steuerungsproblems. Dabei wurden verschiedene Vektroptimierungsmethoden analysiert und anhand von Beispielen deren Güte mit Hilfe einer Softwareimplementierung bewertet.

Daniel Wald, Jörg Buxbaum, Dr. Jens Konopka: **Innovative Mensch-Maschine Interaktionsmöglichkeiten in der Flugverkehrskontrolle** - Dieser Artikel fasst eine Masterarbeit zusammen, die bei der DFS im Bereich F&E durchgeführt wurde. Dabei wurde untersucht, inwieweit durch fingerbasierte Eingaben, automatisch erzeugte Phrasen und durch Wegfall von per Hand zu dokumentierenden Freigaben die Interaktion zwischen Lotsen und Pilot in der schwierigen Flugphase des Anflugs vereinfacht werden kann. In der selektiven Nutzung dieser technischen Möglichkeiten liegt ein hohes Potential, um allein über die verbesserte Interaktion mit dem System eine größere, sicher zu bewältigende Verkehrsdichte in Kontrollsektoren zu erreichen.

Dr. Andreas Herber, Albert Walberer: **SSR system performance and interference analysis using an event-driven simulation model** – Gegenstand des Artikels ist die Beschreibung eines event-getriebenen Simulationsmodells für die Analyse des Sekundärradar-Funkfelds sowie einiger exemplarischen Ergebnisse für den bekanntermaßen funkfeldmäßig hoch belasteten Luftraum um Frankfurt/Main. Im Hinblick auf einen weiteren Leserkreis ist dieser Artikel in Englisch verfasst.

Steffen Marquard, Dr. Andreas Herber: **Passiv-Radar auch für die zivile Flugsicherung? eine Momentaufnahme** - Entwickelt in den 1980er Jahren für militärische Nutzung, ist Passiv-Radar eine Ortungstechnologie, die im Gegensatz zum „klassischen“ Primärradar selbst keine elektromagnetischen Wellen aussendet. Mittelfristig kann diese Technologie inzwischen auch für zivile Anwendungen attraktiv werden. Diese Systeme bieten eine Reihe von Vorteilen, aber auch Limitierungen, die im Artikel kurz vorgestellt werden.

Jan Fiegert, Ralph Kar, Peter Krauspe: **NEWSIM-Weiterentwicklung - Vom großen Realzeitsimulator zum „Training in the Cloud“** - Seit mehr als 15 Jahren werden im Bereich F&E der DFS Realzeit-Simulatoren für den Enroute-Bereich der Flugverkehrskontrolle entwickelt und betrieben. Neue fachliche Anforderungen und ein sich zunehmend rasant entwickelndes technologisches Umfeld müssen in die Simulator-Weiterentwicklung integriert werden. Dies soll konkret an einigen Entwicklungsschwerpunkten der letzten Jahre veranschaulicht werden.

Stefan Schwanke, Thomas Groth, Annabelle Schuppe: **Berechnung von Schadstoffemissionen in Flughafennähe unter Verwendung von Simulationsdaten** – Der Artikel basiert auf einer Diplomarbeit, die in Zusammenarbeit mit der TU Dresden durchgeführt wurde. Mit den im Beitrag vorgestellten wissenschaftlichen Methoden und Ergebnissen ist es gelungen, Aussagen über die Schadstoffzeugung durch den Luftverkehr unter Berücksichtigung von Simulationsdaten nach Stand der Technik zeitnah zu erhalten. Die Ergebnisse am Beispiel des Flughafens Leipzig zeigen, dass die Schadstoffberechnung mit konservativen ICAO-Standardwerten lediglich zu ersten Schätzungen verwendet werden sollte. Durch neue Triebwerkstechnologien, verbessertes Rollverkehrsmanagement und effizientere Flugprofile beim Steigvorgang entstehen heute deutlich kürzere Verweilzeiten, geringere Kraftstoffverbräuche und demzufolge weniger Emissionen.

Mehrkriterielle Optimierung: Ein Ansatz zur Automatisierung in der Flugsicherung

Milena Lepojević (Philipps-Universität Marburg), Dr. Matthias Poppe

Einleitung

Es gibt in der Flugsicherung viele Ansätze zur Automatisierung um die Sicherheit zu erhöhen, die Effizienz zu steigern oder auch die Dienstleistungskosten zu senken. Wir fokussieren uns in diesem Artikel auf einen Kernbereich der Flugsicherung, nämlich die Flugverkehrskontrolle. Im speziellen entwickeln wir einen Ansatz, wie mit Hilfe einer mehrkriteriellen Optimierung Flugzeuge sicher und effizient im Luftraum gesteuert werden können.

Diese Arbeit geht zurück auf erste Ansätze bei NASA von Erzberger [1], der mit dem Automated Airspace Konzept eine zweistufige Konflikterkennungs- und -lösungshierarchie vorsah. Dabei garantiert ein Bodenrechner konfliktfreie Trajektorien. Der Lotse ist „out of loop“ und verantwortlich für nicht ausgerüstete Flugzeuge in speziellen Lufträumen und Notfälle.

Im Bereich Forschung und Entwicklung der DFS wurde im Rahmen des EU-Projektes Gate-to-Gate die Idee von der „ATC 4D Trajektorie“ entwickelt und in ersten Realzeitsimulationen untersucht [2]. Dieser Ansatz geht von der durch Studien u.a. von EUROCONTROL untermauerten Erkenntnis aus, dass heute der bei weitem größte Fehler bei der Vorhersage von Trajektorien nicht in der technischen Genauigkeit und Modellierung liegt, sondern in der Vorhersage des *Controller Intent* [3], d.h. wir können nicht vorhersagen, was der Lotse zu tun gedenkt, wenn er einem Flugzeug eine neue Freigabe gibt¹.

troller Intent [3], d.h. wir können nicht vorhersagen, was der Lotse zu tun gedenkt, wenn er einem Flugzeug eine neue Freigabe gibt¹.

Automatisierung im Bereich Separation Management

Der Ansatz der 4D-Trajektorie eliminiert diesen Fehler, indem er den *Controller Intent* in die Trajektorie integriert. Dies bedeutet, dass ein Rechner am Boden konfliktfreie Trajektorien für einen bestimmten Zeithorizont (z.B. 20 Minuten) berechnet und dann Events und Freigaben generiert, die integraler Bestandteil dieser Trajektorie sind und dann entsprechend umgesetzt werden müssen (siehe Abb. 1). Schwerpunkt dieses Artikels werden mathematische Algorithmen und Verfahren sein, wie solche konfliktfreien Trajektorien unter gegebenen Randbedingungen (Sektoreintrittspunkte und -zeit, Sektorausritt, Sektorabsprachen, etc.) berechnet werden können.

Aus heutiger Sicht erscheint dieser Ansatz noch in weiter Ferne zu liegen, da sich hierbei der Automatisierungsgrad merklich erhöhen würde und die Rolle des Lotsen in diesem Szenario eine andere wäre. Andererseits wird dieser höhere Grad an Automatisierung durch die Entwicklung und den Betrieb von Unmanned Aerial Systems (UAS) auch im Bereich der Flugsicherung im Moment schrittweise eingeführt, so dass auch in der zivilen Flugverkehrskontrolle in Zukunft Lösungen möglich sein könnten, die heute noch utopisch erscheinen.

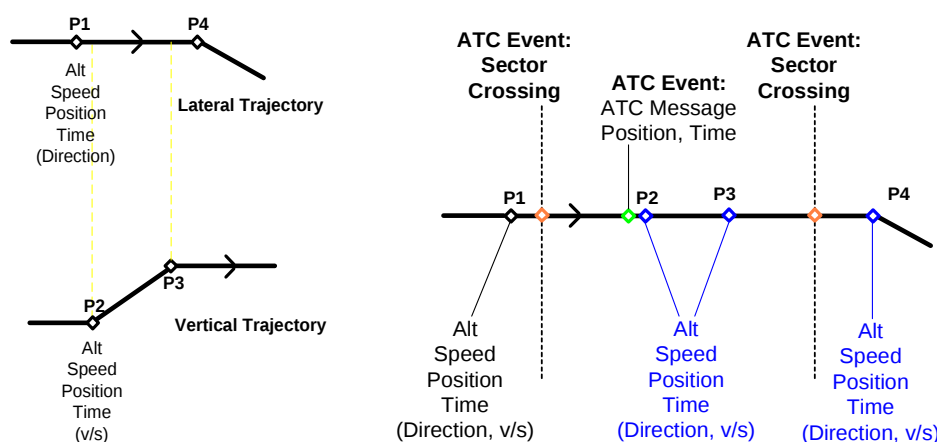


Abb. 1: Beispiel für eine 4D-ATC Trajektorie

¹ Um z.B. Konflikte zu lösen oder im Anflugbereich eine bestimmte Landereihenfolge zu gewährleisten.

Optimale Steuerungsmethoden

Für die Berechnung konfliktfreier Trajektorien, wie sie für die Automatisierung im Separation Management benötigt werden, hat Leif Walter in [4] das Problem als zu optimierendes Steuerungsproblem in mathematischer Standardform mit Lagrange- und Mayer-Term formuliert. Er hat sich für eine direkte Lösungsmethode entschieden, die auf Multiple Shooting und Sequential Quadratic Programming (SQP) basiert.

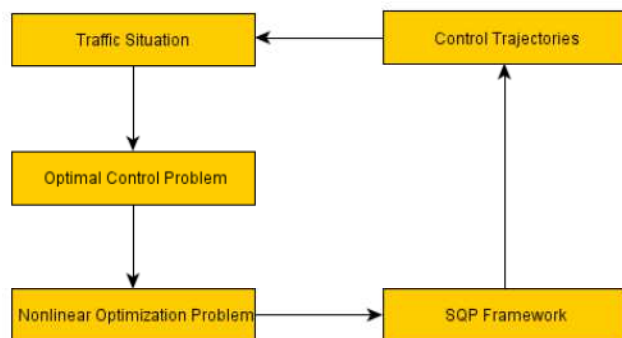


Abb. 2: Trajektorienberechnung als Steuerungsproblem [4]

Der Lösungsansatz ist in Abb. 2 skizziert. Aus der Analyse der Verkehrssituation wird ein optimales Steuerungsproblem in Form eines Differentialgleichungssystems erzeugt. Dieses wird zuerst diskretisiert und dann in ein endlich-dimensionales nichtlineares Optimierungsproblem in Standardform mit Randbedingungen² transformiert. Die Lösung wird dann in einem angepassten SQP-Verfahren gefunden und in Form von Kontrollvariablen³ ausgegeben. Diese Kontrollvariablen bewirken eine entsprechende Modifikation der Trajektorien und damit des gesamten Verkehrsszenarios.

Anhand von Beispielen mit vier Flugzeugen in einem synthetischen Luftraum von 100NMx100NM hat er die Anwendbarkeit seiner Lösung nachgewiesen und mit den Ergebnissen von Lotsen verglichen. Es hat sich unter den angenommenen Randbedingungen herausgestellt, dass der Algorithmus optimierte konfliktfreie Trajektorien findet, die bis zu 5% Kerosinersparnis

² Randbedingungen sind z.B. Sektorein- und austrittspunkte oder auch Staffelpungsparameter

³ z.B. Änderung der Geschwindigkeit oder des Bank Angle über der Zeit

gegenüber den von den Lotsen gefundenen Lösungen erlauben.

Die erzielten Ergebnisse sind vielversprechend. Allerdings ist die Methode in dieser Form jedoch noch nicht in der Praxis anwendbar. Die wesentlichen Herausforderungen dabei sind:

- Kontinuierliche Geschwindigkeits- und Bank Angle-Profile sind noch nicht vom Boden zum Bord kommunizierbar,
- Die Kunden wären mit vielen Lösungen nicht einverstanden, vor allem dem Geschwindigkeitsprofil (Beschleunigung und Abbremsen).

Zur Beseitigung dieser Schwachstellen und zur Erhöhung des Realitätsgrades sind komplexere Modellierungen notwendig:

1. Die bisher nur in einer Flugfläche berechneten lateralen Profile müssen noch Höhenänderungen mit berücksichtigen (3D),
2. Berücksichtigung von Wind,
3. Kontinuierliche Szenarien mit mehr als in dieser Arbeit betrachteten Flugzeugen,
4. Closed Loop Feedback bei Abweichungen im Regelkreis (Kontrolltrajektorien werden nicht so umgesetzt wie vorausberechnet),
5. Berücksichtigung von diskreten Freigaben, keine kontinuierlichen Steuerungsvariablen.

Ein Schritt in diese Richtung wird in den folgenden Abschnitten beschrieben und beruht auf den Ergebnissen der Diplomarbeit von Milena Lepojevic [9]. Diese hat das Ziel, mit Hilfe der ε -constraint Methode die Laufzeit zu verbessern und somit kontinuierliche Szenarien zu erlauben. Gleichzeitig soll damit die Dynamik der Geschwindigkeitsprofile verbessert werden.

Mehrkriterielle Optimierung

Die meisten Optimierungsprobleme aus der realen Welt sind mehrkriterieller Natur. Für das Lösen der Steuerungsprobleme ist es oftmals erforderlich, gleichzeitig mehrere Ziele zu berücksichtigen, so dass das Optimierungsproblem aus mehr als einer Zielfunktion besteht. Alle Zielfunktionen f_i sollen gleichzeitig unter bestimmten Nebenbedingungen minimiert bzw. maximiert werden:

$$\min_{x \in S} (f_1(x), \dots, f_m(x))$$

$$\begin{aligned} &g(x) = 0 \\ \text{s.t.}^4 &h(x) \geq 0 \end{aligned}$$

Es folgt, dass kein Lösungsvektor x^* existiert, welcher f_i unter Einhaltung der Nebenbedingungen g bzw. h simultan optimiert. Vielmehr wird eine Menge der optimalen Lösungen gefunden, das sogenannte Pareto-Set. Eine Lösung aus der Pareto-Menge heißt Pareto-optimal.

Der häufigste Ansatz, mehrkriterielle Optimierungsprobleme zu lösen, ist die Anwendung skalarer Ersatzprobleme. Dabei wird der Zielfunktionsvektor in ein einkriterielles Ersatzproblem transformiert. Die Lösungstechniken der Skalarisierungsoptimierung sind bekannt und einfach zu handhaben. Im Folgenden präsentieren wir die zwei häufigsten skalaren Optimierungsmethoden und diskutieren deren Vor- und Nachteile [6].

Gewichtete-Summe-Methode

Die meist verbreitete Methode für Mehrzieloptimierung ist die Gewichtete-Summe-Methode. Diese Methode wandelt mehrere Ziele in eine aggregierte Zielfunktion durch Multiplikation jeder Zielfunktion mit einem Gewichtungsfaktor λ und Aufsummieren aller gewichteten Zielfunktionen. Insgesamt erhalten wir ein einkriterielles Optimierungsproblem, welches unter Gleichungs- bzw. Ungleichungsnebenbedingungen minimiert wird:

$$\begin{aligned} &\min_{x \in X} \sum_{i=1}^m \lambda_i f_i(x) \\ &g(x) = 0 \\ &h(x) \geq 0 \\ &\sum_{i=1}^m \lambda_i = 1 \\ &\lambda_i > 0 \end{aligned}$$

Für konvexe Probleme liefert die Gewichtete-Summe-Methode sehr gute Ergebnisse. Ein Optimierungsproblem ist konvex, wenn die Lösungsmenge sowie alle Zielfunktionen konvex sind.

⁴ „Subject to“ (unter der Bedingung, dass)

Nach der Definition ist eine Menge konvex, wenn für alle Punkte, die in dieser Menge enthalten sind, auch die Verbindungsstrecke in der Menge liegt. Anschaulich bedeutet das, dass eine Funktion f konvex ist, wenn alle Funktionswerte zwischen zwei Werten x, y unterhalb oder auf der Verbindungsgeraden der beiden Funktionswerte liegen, mit x, y aus einem Intervall I , t zwischen 0 und 1.

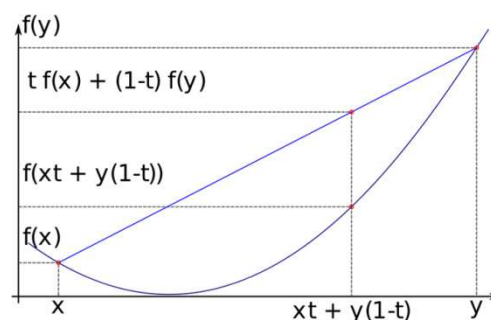


Abb. 3: Konvexe Funktion

Für nicht konvexe Probleme ist dieses Verfahren nicht immer effizient. In einer nicht-konvexen zulässigen Menge können nämlich mehrere Lösungen für konstante Gewichtungsfaktoren existieren, so dass Pareto-optimale Lösungen zwischen diesen Punkten, in dem sogenannten hohlen Raum, unberücksichtigt bleiben. Eine nicht konvexe zulässige Menge für zwei Ziele f_1 und f_2 ist in der Abb. 4 dargestellt.

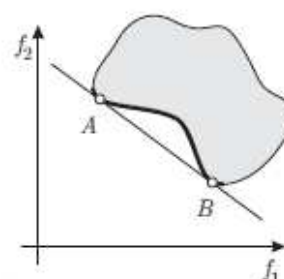


Abb. 4: Gewichtete-Summe-Methode für ein nicht konvexes Problem

Die fettgedruckte Linie stellt alle optimalen Pareto-Lösungen dar. Und unabhängig von der Wahl der Gewichtungsfaktoren λ , bleiben die Lösungen aus dem hohlen Raum zwischen den Pareto-Lösungen A und B unberücksichtigt. In der Realität ist es nicht trivial zu prüfen, ob das modellierte Problem konvex ist. Die Anforderung,

dass das Bild der zulässigen Menge konvex sein soll, ist meistens zu restriktiv.

ε-Constraint-Methode

Eine Methode, die sich gut auch für nicht konvexe Probleme erwiesen hat, ist die ε-Constraint-Methode. Die Idee bei dieser Methode ist, von vielen zu minimierenden Funktionen nur eine als Zielfunktion zu wählen und die restlichen durch eine obere Schranke ε zu Nebenbedingungen zu überführen [8]. Dann hat das ε-Constraint-Problem folgende Form:

$$\begin{aligned} \min_{x \in S} \quad & f_i(x) \\ \text{s.t.} \quad & f_k(x) \leq \varepsilon_k \\ \text{mit } i \neq k, k = 1 \dots i-1, i+1, \dots n \\ \text{mit } i \in \{1 \dots m\} \\ & g(x) = 0 \\ & h(x) \geq 0 \end{aligned}$$

Wir minimieren nur eine Zielfunktion f_i und die verbleibenden f_k Funktionen werden zu Nebenbedingungen überführt. Die Lösung wird jetzt nur unterhalb der Schranke ε gesucht. Die Funktionen g bzw. h stellen weiterhin die Beschränkungen an das Optimierungsproblem dar. Je nachdem für welche ε-Konstante wir uns entscheiden, erhalten wir verschiedene optimale Lösungen.

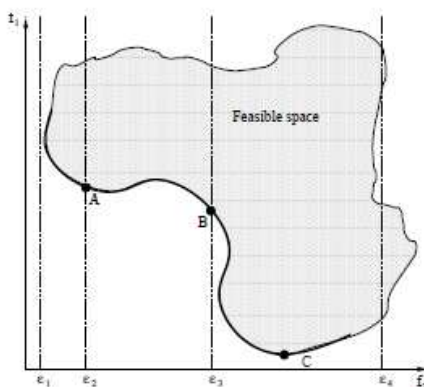


Abb.5: ε-Constraint-Methode für ein nicht-konvexes Problem

In Abb. 5 sehen wir verschiedene Lösungen für verschiedene ε-Konstanten. Die ε-Schranke wird systematisch gewählt. Man fängt mit einem Wert an und passt dieses durch die systematische

Variation an das Problem an. Beispielsweise beschränkt ε_1 gar nicht die zulässige Lösungsmenge. Für die Schranke ε_2 ist A die Pareto-optimale Lösung des ε-Constraints-Problems. Die Wahl der ε-Konstante ist von dem zu optimierenden Problem abhängig und oftmals eine subjektive Wahl des Entscheiders.

Bei den numerischen Lösungen hat sich gezeigt, dass die optimalen Trajektorien sehr von der ε-Konstante abhängen. Nach theoretischen Resultaten wird garantiert, dass jede Pareto-optimale Lösung mit Hilfe dieser Methode gefunden werden kann, unabhängig von der Struktur wie Nichtlinearität und Nicht-Konvexität.

Ein großer Vorteil aller Skalarisierungsmethoden ist die einfache Handhabung. Andererseits hat der Entscheider große Verantwortung bei der Wahl der Einstellungen für die Methoden, z.B. für die Gewichtungsfaktoren bei der Gewichtete-Summe-Methode oder für die ε-Konstante bei der ε-Constraint-Methode.

Herleiten des Steuerungsproblems

Als erstes formulieren wir das dynamische System, welches die Bewegung der Flugzeuge im Sektor beschreibt. Die Endbedingungen für die Anfangs- und Endwerte sind durch die Eintritts- und Ausgangspunkte des Flugzeuges in bzw. aus dem Sektor gegeben. Die horizontale Minimumseparation von 5 NM definieren wir als Nebenbedingung. Insgesamt besteht das dynamische System für die Modellierung der Flugzeuge nach BADA (Base of Aircraft Data) [7] aus der Gleichung für die Flugrichtung θ in Abhängigkeit des Querneigungswinkels sowie aus den Gleichungen zur lateralen Position x und longitudinale Position y der Flugzeuge:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= \frac{g}{v(t)} \tan \mu(t) \\ \dot{x}(t) &= v(t) \cos \theta(t) \\ \dot{y}(t) &= v(t) \sin \theta(t) \end{aligned}$$

wobei v die Geschwindigkeit (IAS), θ das heading, μ der bank angle und g die Erdbeschleunigungskonstante ist. Aus Vereinfachungsgründen berücksichtigen wir die Höhe nicht.

Neben der reinen Beobachtung der Verkehrssituation im Sektor wollen wir aktiv in das beobach-

tete dynamische System eingreifen, um die Zielfunktion zu minimieren. Wir steuern die Änderungsrate der Geschwindigkeit sowie den Querneigungswinkel der Flugzeuge und suchen eine möglichst optimale Steuerung des Systems. Dazu definieren wir zunächst zwei Kontrollvariablen u_1 und u_2 die den Querneigungswinkel μ und die Beschleunigung der Flugzeuge kontrollieren:

$$\begin{aligned}\mu(t) &= u_1(t) \\ \dot{v}(t) &= u_2(t)\end{aligned}$$

Die Steuerungen unterliegen bestimmten Beschränkungen. Laut BADA soll der Querneigungswinkel nicht höher als 35° sein. So folgt für die Kontrollvariable des Querneigungswinkels μ für jedes Flugzeug i :

$$|u_1^i(t)| \leq 35^\circ$$

Wir sind insgesamt nicht nur an zulässigen Zustands- und Steuerungsvariablen interessiert, sondern vor allem an der Zielfunktion und deren Minimierung.

Herleiten der Zielfunktion

Zum Ausformulieren des Steuerungsproblems wenden wir die schon beschriebene ε -Constraint-Methode an. Wir wollen den Querneigungswinkel bzw. die Steuerung für diesen Winkel minimal halten unter der Nebenbedingung, dass die Änderung der Geschwindigkeit kleiner oder gleich einer ε -Konstante ist.

Außerdem berücksichtigen wir die horizontale Minimumseparation von 5NM. Zusätzlich möchten wir, dass die Endzeit eingehalten wird. Die Differenz zwischen der Zeit, die die Flugzeuge im Sektor verbringen, und der nominalen Zeit soll minimal gehalten werden. Die Differenz zwischen der Zeit, die ein Flugzeug in einem Sektor bringt, p_i und der nominalen Zeit $\tilde{p}_i$ für jedes Flugzeug i definieren wir als sogenannten Mayer-Term.

$$\Phi^i(p) = \sum_{i=1}^m \sqrt{(p^i - \tilde{p}^i)^2}$$

Die nominale Sektorverweildauer ist gegeben als Durchschnitt der nominalen Zustandstrajektorie und der nominalen Geschwindigkeit des Flugzeuges. Aus Vereinfachungsgründen haben wir als nominale Trajektorie des Flugzeuges die direkte Strecke vom Einflugs- bis zum Ausflugs-punkt gewählt. Diese kann auch anders definiert werden. Insgesamt sieht das Steuerungsproblem folgendermaßen aus:

$$\begin{aligned}\min_{x,u} & \int_0^T \Psi(x(t), u(t)) dt + \Phi(p) \\ \text{s.t.} & \int_0^1 \frac{dv}{dt} dt \leq \varepsilon \\ \dot{x}(t) - f(x(t), u(t)) &= 0, \quad t \in [0, T] \\ h(x(t), u(t)) &= 0, \quad t \in [0, T] \\ x(0) - x_0 &= 0 \\ u(0) - u_0 &= 0 \\ r_s(x(t)) &= 0, \quad t \in [0, T] \\ r_e(x(t)) &\geq 0, \quad t \in [0, T]\end{aligned}$$

Die nicht-linearen Beschränkungen an Steuerungen und Zustände sind in der Funktion h enthalten. Eine weitere Bedingung, die eine sehr wichtige Rolle für die Lösungsmethode spielt, ist die Anfangswertbedingung. Für die Anfangswerte der Zustandsvariablen zum Anfangszeitpunkt t_0 soll gelten:

$$\begin{aligned}x(0) - x_0 &= 0 \\ u(0) - u_0 &= 0\end{aligned}$$

Die Randbedingungen r_s bzw. r_e erhalten die Informationen über die Position der Flugzeuge und deren Kontrollvariablen am Ausgangspunkt des Sektors. Wenn die Flugzeuge an Ausflugs-punkten angekommen sind, soll der Prozess beendet werden.

Multiple Shooting Methode

Das oben definierte Steuerungsproblem lösen wir mit der direkten Methode. Die optimalen Lösungen unter Verwendung der direkten Methode erhalten wir in zwei Schritten: Zuerst wird das Problem mit der Multiple Shooting Methode [10] diskretisiert und anschließend wird das resultierende endlich-dimensionale nichtlineare Problem

mit der SQP-Methode gelöst. Diese Direkte Mehrzielmethode ist in der Software MUSCOD-II [5] implementiert, entwickelt am Interdisziplinären Zentrum für Wissenschaftliches Rechnen (IWR) der Ruprecht-Karls Universität Heidelberg, und wurde uns für numerische Untersuchungen zur Verfügung gestellt.

Die Kontrollvariablen sind zeitabhängige Funktionen, also Elemente eines unendlich-dimensionalen Raums. Die Diskretisierung des Problems ist deshalb notwendig, d.h. das nicht-endlich-dimensionale Problem soll durch ein endlich-dimensionales approximiert werden, um darauf numerische Verfahren anwenden zu können.

Die Dynamik des von uns betrachteten Steuerungsproblems läuft in dem Intervall $[t_0, t_f]$ ab. Um bessere Kontrolle zu haben und an Stabilität zu gewinnen, ist es vorteilhafter nur einen kurzen Zeithorizont zu betrachten. Die Multiple Shooting Methode funktioniert so, dass das Zeitintervall in M Modellstufen aufgeteilt wird.

Als erstes führen wir eine zusätzliche Variable τ ein aus der sich dann die tatsächliche Zeit t berechnen lässt: $t = \tau * T$, $t \in [0, 1]$. So haben wir erreicht, dass in jeder Stufe nur noch ein fixes Intervall $[0, 1]$ betrachtet wird.

Als nächstes wollen wir die Steuerungen auf eine finite Form bringen. Zuerst wird das Intervall $[0, 1]$ für M Knoten in feste Gitter aufgeteilt:

$$0 = \tau_1 < 1 \dots < \tau_M = 1$$

Auf diesem Zeitgitter werden die Steuerungen durch Funktionen, die durch endlich viele Kontrollvariablen bestimmt sind, approximiert: $u(t) = q_i$. Der Kontrollraum wird so mit einer finiten Anzahl von Kontrollparametern q auf dem Multiple Shooting Knoten $0 = \tau_1 < \dots < \tau_M = 1$ parametrisiert. Durch die Diskretisierung der Kontrollvariablen erreichen wir eine reduzierte Anzahl der unbekannten Variablen.

Wir diskretisieren das Differentialgleichungssystem auf jeder Modellstufe $i = 0 \dots, M - 1$ auf dem Multiple Shooting Knoten $0 = \tau_1 < \dots < \tau_M = 1$. Dazu führen wir für die Zustände x an jedem Gitterpunkt zum Zeitpunkt τ_i zusätzliche Parameter s_i ein:

$$s_{i+1}^x = x(\tau_{i+1}, s_i^x, q_i), \quad i = 0 \dots, M - 1$$

Als Anfangswerte nutzen wir $x(\tau_i) = s_i^x$. Wir gehen also von einer Schätzung s_0^x für $x(t_0)$ aus und integrieren bis zu dem Zeitpunkt t_0 . Von da aus integrieren wir weiter mit der neuen Schätzung für den Zustand $x(t_1)$ bis zum nächsten Zeitpunkt usw. Insgesamt lösen wir ein Set von Anfangswertproblemen. Die Differenz zwischen den durch Integration berechneten Werten und den Schätzwerten für die Zustände muss Null sein, um eine Lösung zu erhalten.

Am Ende werden auf bereits eingeführten Gittern die Nebenbedingungen diskretisiert.

Wir haben jetzt statt einer unendlichen Anzahl an Zustands- und Kontrollvariablen eine endliche. Das gewonnene endlich-dimensionale Problem ist jetzt zur numerischen Berechnung geeignet. Das Steuerungsproblem wird mit der SQP-Methode gelöst. Der SQP Algorithmus löst iterativ das nichtlineare Optimierungsproblem durch ein quadratisches Teilproblem.

Man beginnt mit einem Startpunkt x_0 und setzt $x_{k+1} = x_k - \Delta x_k$, wobei Δx_k die Lösung des Teilproblem ist. Die beschriebene Vorgehensweise wird so lange wiederholt, bis das Abbruchkriterium erfüllt ist.

Numerische Lösungen

Ausgangssituation ist ein Sektor, in den vier Flugzeuge einfliegen und die über eine Route an bestimmten Endpunkten ausfliegen wollen. Die vier Flugzeuge werden durch die Steuerungsvariable u_1 für den Querneigungswinkel und u_2 für die Beschleunigung gesteuert. Wir wählen einen generischen Sektor von 100 NM*100 NM. Darüber hinaus gehen wir von einer Flughöhe von 35000ft aus, welche eine typische Umgebung für die en-route Flugphase darstellt. Die nominale Geschwindigkeit über Grund im Sektor beträgt 0.12 NM/s. Uns interessieren die optimalen Flugbahnen der Flugzeuge unter Einhaltung der horizontalen Minimumseparation von 5 NM.

Beschreibung des Szenarios

Ausgangssituation für die numerische Lösung ist ein Szenario mit vier Flugzeugen vom gleichen Typ. Alle Flugzeuge starten an den Sektorgrenzen und haben das gleiche Ge-

schwindigkeitsprofil. Gegeben seien die Einflugs- und Ausflugsunkte nach folgender Abbildung:

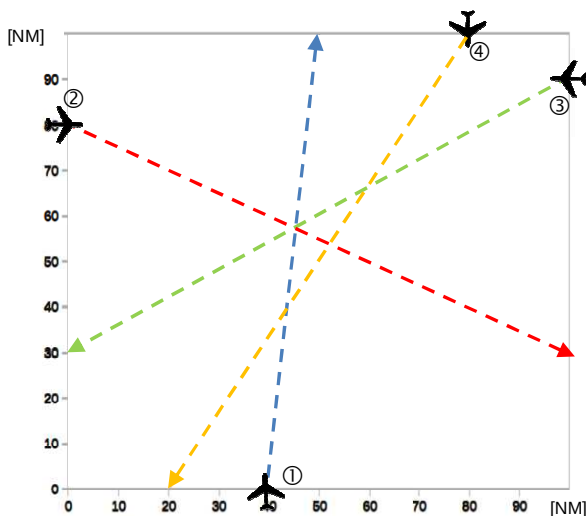


Abb. 6: Szenario (Ausgangssituation, ohne Lösung)

Abb. 7 zeigt den Verlauf der Abstände zwischen den Flugzeugen über der Zeit. Unterschreitungen der 5 NM-Separation würden im ungesteuerten Fall auftreten zwischen Flugzeug 1 und 3, Flugzeug 2 und 4 sowie Flugzeug 1 und 2.

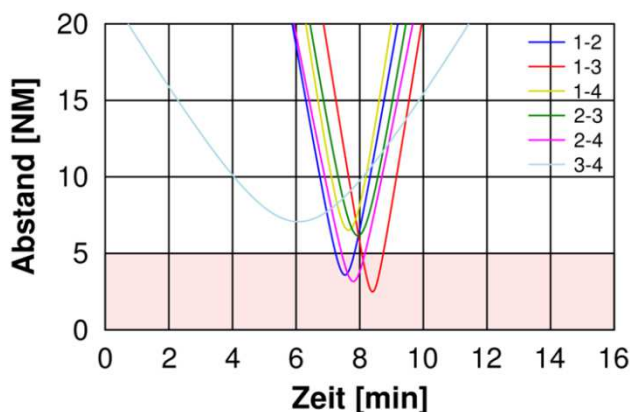


Abb. 7: relative Abstände zwischen den Flugzeugen nach Abb. 6 (Ausgangssituation)

In Abb.8 ist die gelöste Verkehrssituation durch einen Graph dargestellt.

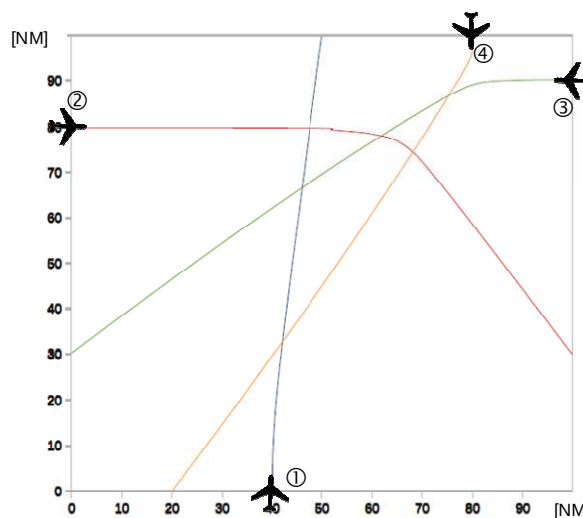


Abb. 8: Flugverläufe nach numerischer Lösung

Abb. 9 zeigt den Verlauf der Abstände zwischen den Flugzeugen über der Zeit nach numerischer Lösung. Von Bedeutung ist hier insbesondere, dass der Algorithmus die Nebenbedingung berücksichtigt, also die horizontale Separation von 5 NM nicht unterschritten wird.

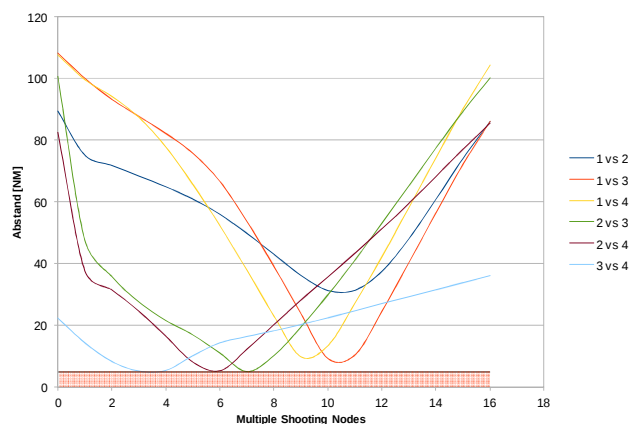


Abb. 9: relative Abstände zwischen den Flugzeugen vs. Diskretisierungsknoten nach numerischer Lösung

Die Geschwindigkeitsprofile sind in der Abb. 10 zu sehen. Auf der x-Achse sind die Diskretisierungsknoten [6] aus der Multiple Shooting Methode dargestellt und auf der y-Achse die Geschwindigkeiten in NM/s. Als erstes positives Ergebnis ist hervorzuheben, dass der Algorithmus nicht viel mit Veränderungen der Geschwindigkeiten gearbeitet hat, d.h. ein ständiger Wechsel zwischen Beschleunigen und Abbremsen wurde vermieden.

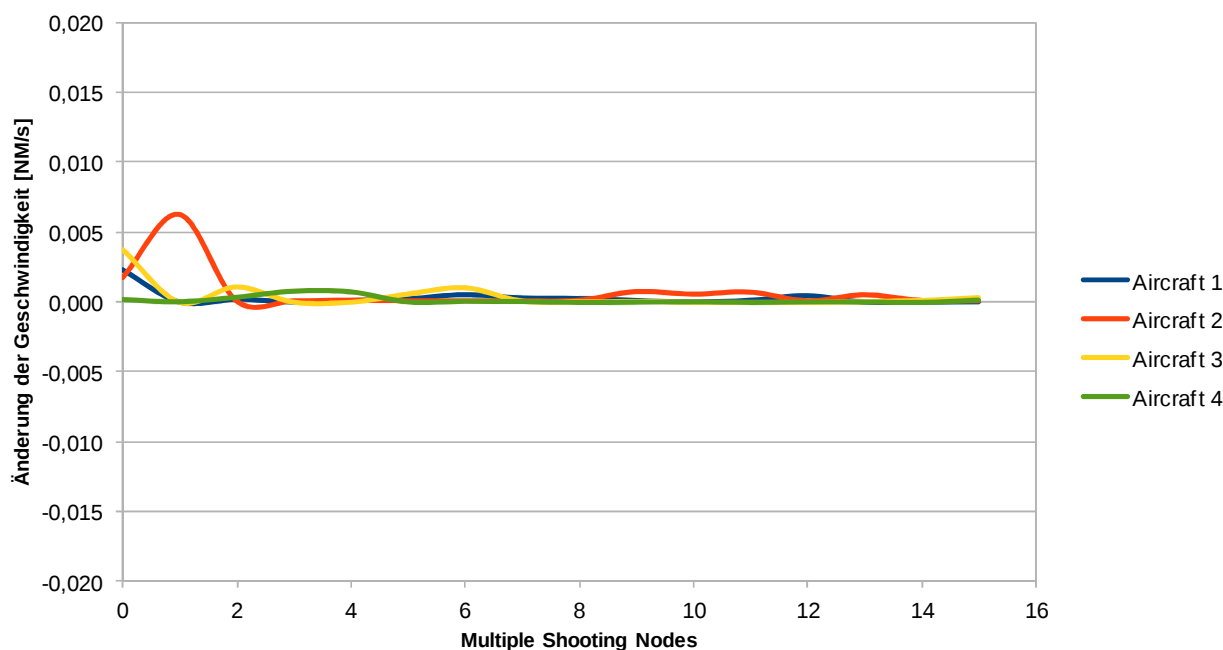


Abb. 10: Geschwindigkeitsprofile für alle vier Flugzeuge (Geschwindigkeitsänderung vs. Diskretisierungsknoten)

Welche Ziele minimal gehalten werden, hängt von dem praktischen Problem ab und auch von den Wünschen des Entscheiders. Wir haben uns in dieser Arbeit dafür entschieden, den Querneigungswinkel zu minimieren. Dafür war es von Anfang an zu erwarten, dass uns der Algorithmus größere Kurven, die die Flugzeuge zu fliegen haben, liefert. Die zusätzlich geflogene Strecke für alle vier Flugzeuge insgesamt, berechnet im Szenario, beträgt 14,6NM gegenüber dem Direct. Trotzdem ist kein Delay (Ausflugszeit ist gleich wie in der Ausgangssituation) entstanden.

Der Algorithmus findet die optimalen Lösungen anhand der mathematischen Modellierung. Das Problem selbst ist dem Algorithmus nicht bekannt und dieser kann nicht wie die Lotsen aus Erfahrung und nach „common sense“ eine Entscheidung treffen.

Fazit und Ausblick

Eine Schwierigkeit, die während der numerischen Lösung der Szenarien aufgetreten ist, war die Bestimmung der Anfangswerte für die Kontrollvariablen. Es hat sich herausgestellt, dass optimale Steuerungsprobleme sehr große Sensibilität gegenüber den Anfangswerten zeigen. Ungünstig gewählte Anfangswerte haben sehr schlechte oder sogar keine Lösung geliefert. Durch eine

intelligente Wahl der Anfangswerte könnte eine wesentlich schnellere Konvergenz erreicht werden. Generierung der Anfangswerte könnte ein Gegenstand weiterer Untersuchungen sein. Es wird eine Methode benötigt, die a-priori die zulässige Menge der Anfangswerte bestimmt. So wird von Anfang an gesichert, dass die gewählten Anfangswerte das Steuerungsproblem auf jeden Fall lösen.

Es hat sich herausgestellt, dass die berechneten Lösungen eine sehr starke Abhängigkeit der Zielfunktion zeigen. Der Algorithmus muss gleichzeitig den bank angle minimal halten, die Nebenbedingungen müssen eingehalten sowie die Endzeit möglichst gut getroffen werden. Unter Einhaltung aller dieser sich zum Teil widersprechenden Ziele wird die optimale Lösung gefunden. Bei der Realisierung, bei der Bodensysteme die Lösung für alle Verkehrssituationen zu lösen haben, müssten wahrscheinlich mehrere Zielfunktionen, die möglichst alle möglichen Luftverkehrssituationen abdecken, bestimmt werden. Zur Auswahl einer auf die Verkehrssituation passenden Zielfunktion muss ein zusätzliches Optimierungsproblem formuliert werden. Verschiedene Zielfunktionen führen zu verschiedenen Lösungen. Mathematisch gesehen sind alle Lösungen gleich gut.

Des Weiteren haben wir eine Verkehrssituation in nur einem Sektor betrachtet. Der nächste wichtige Schritt wäre die Verbindung zwischen den Sektoren zu schaffen. Erst so kann die Situation vermieden werden, dass eine durch die Automatisierung berechnete Trajektorie einen Konflikt in den weiteren Sektoren verursacht.

In dieser Arbeit werden aus Vereinfachungsgründen Wetterverhältnisse vernachlässigt. Da aber der Wind einen entscheidenden Einfluss auf den Flugverlauf hat, sollte die Berücksichtigung des Windes sowie die Erweiterung des Modells auf 3D (inklusive Höhenänderungen) Gegenstand weiterer Untersuchungen sein.

Statt von Steuerung spricht man auch von Regelung, wenn die Parameter vom aktuellen Zustand abhängen. Während des Prozessablaufes können Störungen auftreten, die Abweichungen von der vorher berechneten Nominalsituation bewirken. Um solche Abweichungen berücksichtigen zu können, ist es für die Praxis wünschenswert, optimale Steuerungen nicht nur als Funktion der Zeit sondern auch als Funktion der Zustandsvariablen zu erhalten. Eine solche Steuerung wird als Feedback-Steuerung bezeichnet. Anders als bei der Steuerung, gibt es bei der Regelung eine fortlaufende Rückkopplung. Die Regelgrößen werden mit Vergleichsgrößen verglichen und entsprechend modifiziert. Das am Anfang definierte Steuerungsproblem wird für jeden neuen Startwert gelöst [11], [12].

Wie dieser Bericht zeigt, sind für die reale Anwendung dieser Methode einige Verbesserungen notwendig und weitere Forschungen in der Anwendung der optimalen Steuerung im Flugverkehr empfehlenswert.

Literatur

- [1] The next Generation Air Traffic Control System, Heinz Erzberger, 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, Yokohama, ICAS 2004
- [2] Towards Automation in Air Traffic Management, Volker Heil, Matthias Poppe, Thomas Bierwagen, Andreas Tautz, DFS TE im Fokus, 2/2006
- [3] Sip Swierstra, Steven M. Green, Common Trajectory Prediction Capability for Decision Support Tools, EUROCONTROL, NASA Ames
- [4] Direct Optimal Control Method for a Centralized Approach to Separation Management, Thesis Leif Walter, Philipps-University of Marburg, January 2012
- [5] P. Kühl, J. Ferreau, J. Albersmeyer, C. Kirches, L. Wirsching, S. Sager, A. Potschka, G. Schulz, M. Diehl, D. Le-

neweber, and A. Schäfer: MUSCODII Users' Manual. IWR University of Heidelberg.

[6] Kaisa Miettinen: Nonlinear Multicriteria Optimization. Kluwer Academic Publishers 1999

[7] Eurocontrol Experimental Centre. User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA), 3.9 edition, 2009

[8] M. Ehrgott. Multicriteria Optimization. Springer Verlag Berlin-Heidelberg 2005 Deutschland

[9] M. Lepojecic. Dip.-Arbeit: Vektoroptimierungsmethoden für dynamische Steuerungsprobleme in der Flugsicherung. Philipps-Universität Marburg, Mai 2012

[10] H.G. Bock and K.J. Plitt: A multiple shooting algorithm for direct solution of optimal control problems. In Proceedings of the IFAC 9th World Congress, pages 242-247, July 2-6 1984.

[11] P. Krämer-Eis. Dissertation. Ein Mehrzielverfahren Zur Numerischen Berechnung Optimaler Feedback-Steuerungen Bei Beschränkter Nichtlinearer Steuerungsprobleme.

[12] Otto Föllinger. Optimale Regelung und Steuerung, Oldenburg Verlag. München, Wien 1994

Abkürzungen

BADA	Base of Aircraft Data
IAS	Indicated Air Speed
IWR	Interdisziplinäres Zentrum für Wissenschaftliches Rechnen
MUSCOD	MULTiple Shooting CODE for optimization
s.t.	Subject to
SQP	Sequential Quadratic Programming

Innovative Mensch-Maschine Interaktionsmöglichkeiten in der Flugverkehrskontrolle

Daniel Wald (FH Fulda), Jörg Buxbaum, Dr. Jens Konopka

Einleitung

In Zusammenarbeit mit der Hochschule Fulda wurde bei der DFS im Bereich Forschung und Entwicklung eine Masterarbeit zu innovativen Interaktionsmöglichkeiten in der Flugverkehrskontrolle angefertigt. Die Arbeiten fanden im Rahmen des nationalen Förder- und Forschungsprojekts iPort (Innovativer Airport) des Luftfahrtforschungsvorhaben IV statt. Vorliegender Artikel fasst diese Arbeit aus dem Jahr 2011 zusammen [1].

Gegenstand der Arbeit war die Untersuchung, inwieweit fingerbasierte Eingaben zur Erzeugung von Kontrollanweisungen und der Wegfall von per Hand zu dokumentierenden Freigaben die Interaktion zwischen Lotsen und Pilot in der schwierigen Flugphase des Anflugs vereinfachen können. Hierfür wurden von einem der Autoren ein System konzipiert, realisiert und mit Lotsen der DFS getestet. Dabei wurden Anweisungen vom Lotsen per intuitiver Fingereingabe am Bildschirm vorgenommen, vom System dokumentiert und mittels eines Text-to-Speech-Moduls in eine synthetische Sprachanweisung umgewandelt und ausgegeben. Die Operateure wurden in strukturierter Weise zu ihrer Einschätzung der neuen Art der Interaktion befragt und die Antworten ausgewertet.

Ausgangslage und Motivation

Seit über einem halben Jahrhundert basiert die Luftverkehrskontrolle im Strecken- wie Anflugbereich hauptsächlich auf dem Prinzip der kombinierten Verwendung von Radar, Flugplaninformationen und Sprechfunk. Freigaben und andere relevante Informationen werden mit Papier und Stift oder neuerdings auf elektronischem Wege dokumentiert. Bedingt durch Verkehrswachstum und -konzentration hat der Sprechfunk an bestimmten Arbeitspositionen in hoch belasteten Lufträumen in den vergangenen Jahren stark zugenommen, sodass die Grenze der noch sicher abarbeitbaren Verkehrslast in erreichbare Nähe gerückt ist. Als Beispiel seien die Arbeits-

positionen des so genannten „Director“¹ für die Flughafen Frankfurt und München genannt.

Aufgabe des Directors ist es, die bereits vorsortierten Anflüge auf die Anfluggrundlinie zu lotsen und diese Anflüge präzise nach den jeweiligen Erfordernissen zu staffeln. Beispielsweise werden auf reinen Landebahnen zu Spitzenzeiten Abstände angestrebt, die möglichst nahe am vorgeschriebenen Staffelungsminimum liegen. Auf Pisten, die sowohl für An- als auch für Abflüge genutzt werden, sollte der Abstand zwischen zwei aufeinanderfolgenden Anflügen bisweilen so bemessen werden, dass zwischen den Anflügen noch jeweils ein oder zwei Abflüge von derselben Piste durchgeführt werden können.

BER37F	Frankfurt Director Air Berlin tri 7 Foxtrott. At Flight Level 100. Information Golf received.
Director	Air Berlin tri 7 Foxtrott Frankfurt Director identified. Check Information Hotel. Vectoring I L S Approach Runway 2 5 right. Turn right heading 1 6 0. Descend Flight Level 7 0.
BER37F	Vectoring I L S Approach Runway 2 5 right. Turning right heading 1 6 0. Descending flight level 7 0. Air Berlin tri 7 Foxtrott.
Director	Air Berlin tri 7 Foxtrott , descend altitude 4 tausent Feet, Q N H 1 0 1 6.
BER37F	Descending altitude 4 tausent Feet, Q N H 1 0 1 6, Air Berlin tri 7 Foxtrott.
Director	Air Berlin tri 7 Foxtrott , Turn right heading 2 2 0, cleared I L S Approach Runway 2 5 Right.
BER37F	Turning right heading 2 2 0, cleared I L S approach runway 2 5 Right, Air Berlin tri 7 Foxtrott.
Director	Air Berlin tri 7 Foxtrott , maintain speed 2 2 0 knots.
BER37F	Speed 2 2 0 knots, Air Berlin tri 7 Foxtrott.
Director	Air Berlin tri 7 Foxtrott , reduce speed 1 7 0 knots.
BER37F	Speed 1 7 0 knots, Air Berlin tri 7 Foxtrott.
Director	Air Berlin tri 7 Foxtrott contact Tower 1 1 neiner decimal neiner.
BER37F	1 1 neiner decimal neiner, Air Berlin tri 7 Foxtrott.

Tab. 1: Sprechfunkdialog zwischen dem Director Frankfurt Approach und der Cockpitbesatzung Flug Air Berlin 37F.

Diese Maßarbeit bedingt zu Zeiten mit hoher Anflugverkehrslast, dass der Redanteil auf diesen Positionen zeitweise bei über 30 Prozent liegt, zusammen mit den Readbacks (Rückmeldung der Anweisungen durch die Piloten) be-

¹ Bezeichnung im Sprechfunkverkehr, auch bekannt unter seiner Rolle „Feeder“

schäftigt sich der Lotse zu mehr als 60 Prozent nur mit Sprechfunk. Allerdings besteht ein Großteil der Anweisung aus standardisierten Sprechgruppen, d.h. im Duktus fest vorgegebenen Sätzen adäquaten Informationsgehalts. Diese Sprechgruppen sind in der Flugsicherung fest vorgegeben, eine Nichteinhaltung (beispielsweise aus Zeitmangel) kann u.U. als Sicherheitsrisiko eingestuft werden.

Die fortgeschrittenen Interaktionsmöglichkeiten in der Unterhaltungsindustrie (z.B. Apple iPhone, iPad, Nintendo Wii, Sony PS) inklusive flugsicherungsähnlicher, wenngleich stark vereinfachender Applikationen (s. Abb. 1) sowie im Home-Office-Bereich (Laptops / Touchpads mit Multi-Touch, Single-Touch) bergen zusammen mit der mittlerweile hochentwickelten Text-to-Speech-Technologie ein Potential, die Kommunikation zwischen Lotsen und Pilot in einer schwierigen Flugphase bzw. Kontrollphase mindestens für den Lotsen zu vereinfachen.



Abb. 1: App „Flight Control“ von der Firma „Firemint“

In der Abschlussarbeit wurde deshalb untersucht, ob Anweisungen vom Lotsen per intuitiver Fingereingabe direkt in der Luftlagedarstellung, dem Radardisplay vorgenommen werden können. Als Resultat dieser Eingabe sollte eine synthetische Sprachanweisung generiert werden, die den Piloten auf konventionelle Art und Weise per Funk übermittelt werden kann. Eine manuelle Dokumentation von Freigaben könnte entfallen, da Eingaben damit bereits im System vorlägen und

lediglich entsprechend angezeigt und bestätigt werden müssten. Konkret sollte in der Arbeit eine Software entwickelt und mit dieser das Potential von Text-to-Speech und Multi-Touch-Eingaben für den Feeder-Arbeitsplatz untersucht werden. Hierzu galt es, das HMI des Systems möglichst einfach und gebrauchstauglich zu gestalten. Durch möglichst wenige und intuitive Eingaben soll die Arbeitsbelastung des Lotsen auch bei hoher Verkehrslast auf einem akzeptablen Niveau gehalten werden.

Einordnung der Arbeit

Die Arbeit wurde im Rahmen des nationalen Förder- und Forschungsprojekts iPort (innovativer Airport) des Luftfahrtforschungsprogramms IV durchgeführt. Die Arbeitspakete 1.5.1 "2D-Anzeigen TWR" sowie 2.3 "Widrige Windverhältnisse" umfassen sowohl Aspekte der Nutzung neuer Eingabetechniken (Single-Touch und Multi-Touch Gesten, s. Abb. 2) als auch Ansätze für eine verbesserte Staffelung auf dem Endanflug durch Nutzung neuer Medien und Unterstützungssysteme.

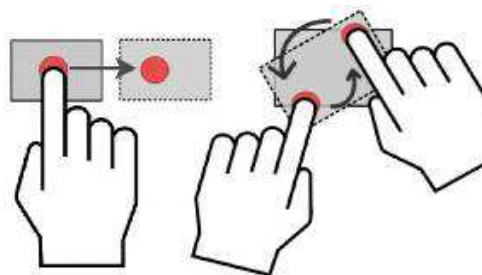


Abb. 2: Beispiele für Single-Touch und Multi-Touch-Gesten

Umfang der Arbeit

- **Verkehr:** Es wurde eine Anwendung entwickelt, die die Arbeit eines Director-Lotsen auf einen Flughafen mit einer einzelnen Runway simuliert. Die Flugeigenschaften der darzustellenden Flugzeuge wurde vereinfacht nachgebildet. Auch das ausgewählte Verkehrsszenario war stark vereinfacht, insbesondere wurden Abflüge nicht berücksichtigt, um die Arbeit auf die zu untersuchenden Hauptaspekte zu konzentrieren.
- **touch-basierte Interaktion:** auf Grundlage der Verkehrssimulation wurde iterativ ein Interaktionskonzept entwickelt, implementiert und be-

wertet. Aufbauend auf dem Konzept wurde die Anwendung entwickelt, die es ermöglicht, über Touchscreen einzelne Flüge auszuwählen und diesen auf einfache Weise kombinierte, standardisierte Instruktionen (z.B. Steuerkurs, Go-Around-Manöver, Höhe, Geschwindigkeiten) übermitteln zu können. Die Instruktionen werden auf einem Fenster in der Anwendung angezeigt. Nach erneutem anwählen wiederum per Touchscreen wird die entsprechende Sprachausgabe generiert und an den Piloten gesendet. Da die Applikation ohne Piloten getestet werden sollte, wurde die Sprachausgabe auch eine simulierte Rückantwort („Readback“) der Flugzeugbesatzung erweitert, die bei jeder Freigabe zwingend zu erfolgen hat.

Die Umsetzung des Konzepts erfolgte iterativ in kleinen Schritten und wurde in regelmäßigen Abständen mittels Usability-Tests mit Unterstützung von betrieblichem Flugsicherungspersonal überprüft.

Entwicklungsumgebung

Entwicklung und Tests fanden auf einem Laptop mit drehbarem Display statt.



Abb. 3: HP TouchSmart tm2-1090eg

Der HP TouchSmart tm2 ist ein Vertreter der Convertible-PC Gattung, das man mittels drehbarem Monitorgelenk in einen Tablet-PC verwandeln kann. Das Notebook lässt sich per Finger oder Digitalisierstift direkt auf dem Bildschirm bedienen. Zusätzlich unterstützt der Bildschirm Eingaben durch zwei Finger gleichzeitig (Multi-Touch), sowie Gestensteuerung um beispielsweise ein Bild zu vergrößern, indem man zwei Finger auseinander bewegt. Da sich der HP TouchSmart auch als normales Notebook betreiben lässt, also mit Tastatur und Maus bedienen

lässt, konnte mit dem Gerät sowohl entwickelt, als auch die Anwendung mittels Touch-Screen getestet werden.

Als Entwicklungsumgebung für die Applikation kam das auf Java-Technik basierende „Eclipse“ zum Einsatz. XML-Dateien wurden mit Notepad++ bearbeitet. Im Rahmen der Arbeit wurde das Open Source Java Framework Multitouch for Java (MT4j) verwendet [7]. Die Entwicklungsplattform ermöglicht eine einfache und schnelle Entwicklung von Multi-Touch-Applikationen und ist mit verschiedenen Betriebssystemen kompatibel.

Zu Verwendung der Funktionalität Sprachausgabe wurde nach Durchführung einer Marktsichtung und Nutzwertanalyse die Text-to-Speech (TTS)-Anwendung „NaturalReader“ von der Firma Naturalsoft ausgewählt.

Die eingesetzte Developer Version unterstützte die Konvertierung von Text zu Sprache über die Kommandozeile. Zusätzlich bietet die Version die für die Arbeit wichtigen Optionen:

- Konvertierung eines Text-Strings zu einer Audio-Datei
- Konvertierung einer Text-Datei zu einer Audio-Datei
- Konvertierung von mehreren Text Dateien zu einer Audio-Datei
- Einstellen der Stimme, Tempo der Sprachausgabe und Qualität der Ausgabe
- Ausgabe als MP3, WAV oder OGG Audio-Format

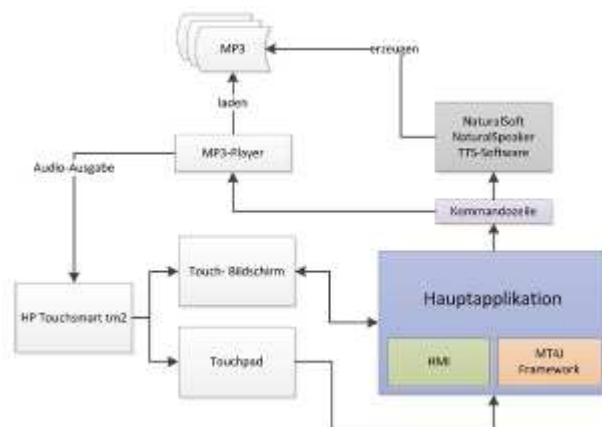


Abb. 4: Konzept der Applikation

Bedienkonzept

Ausgangspunkt zur Erkennung von Gesten ist ein rechteckiges, transparentes Auswahlfeld, welches über dem Symbol des Lfz angeordnet ist. Diesem Feld sind verschiedene Eingabeprozessoren zur Erkennung einzelner Gesten zugewiesen (s. Abb. 5).

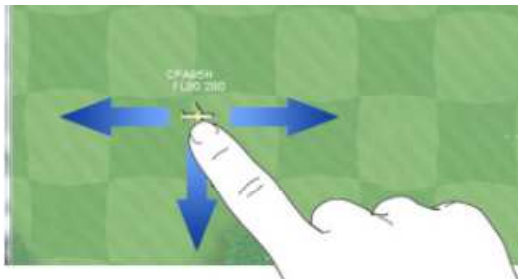


Abb. 5: Gesteneingabe in drei Richtungen

- Bewegt man den Finger ausgehend vom Lfz entgegengesetzt der Flugrichtung, öffnet sich das Menü zur Reduktion der Geschwindigkeit. Umgekehrt öffnet sich das Menü zum Beschleunigen beim Bewegen des Fingers mit der Flugrichtung.
- Ähnlich wird die Geste zur Reduzierung der Höhe erkannt. Bewegt man den Finger ausgehend vom Lfz-Symbol nach unten, wird das Menü zum Sinken des Lfz aufgerufen.
- Um das Menü zum Anweisen eines Headings

aufzurufen, muss der Finger ausgehend vom Lfz-Symbol in Form eines Halbkreises auf das Final bewegt werden. Dabei wird unterschieden, ob sich die Kreisbewegung im Uhrzeigersinn oder entgegengesetzt durchgeführt wurde.

- Einfache Befehle werden durch Berühren des Felds im Menü unmittelbar bearbeitet und vom Text-to-Speech System vorgelesen.
- Die Übergabe des Lfz an den Tower bildet den Abschluss der Aufgabe des Feeders. Dies erfolgt durch gestenhaftes Verbinden von Flugziel zum Flughafensymbol. Als Feedback an den Nutzer wird das Lfz-Symbol grau eingefärbt.
- Den bisherigen Verlauf aller durchgegebenen Instruktionen an ein Lfz wird durch das Verlaufsmenü dargestellt. Um dieses Menü aufzurufen, ist ein längeres Halten des Fingers (tap-and-hold) auf dem Flugzeugsymbol nötig.

Anwendungsoberfläche

Die Ausgestaltung der Anwendungsoberfläche sollte die Motivation von Probanden fördern und eine unmittelbare Affinität zu dieser komplett neuartigen Form der Interaktion zu erzeugen. Dies war vor dem Hintergrund wichtig, da Fluglotsen als potentielle Anwender aus verschiedenen Gründen eine sehr bewahrende Haltung bezogen auf ihr technisches Umfeld innehaben



Abb. 6: Die Oberfläche im Überblick

und diese mentale Hürde überwunden werden sollte. Die Ähnlichkeit zu kommerziellen Produkten sollte auch einen Wiedererkennungswert generieren, der eine Gewöhnung an die unbekannte Arbeitsweise erleichtern sollte.

Die Oberfläche der Applikation basiert auf einem kartesischen Koordinaten-System. Die Gesamtoberfläche (1400x800 Pixel) ist in 70x70Pixel große Felder (Kacheln) eingeteilt. Diese Kacheln dienen dem späteren Nutzer dazu, die Abstände zwischen den Lfz besser einzuschätzen. Auf der Oberfläche wird ein Flughafen auf der linken mittleren Seite sowie zwei Markierungen rechts neben dem Flughafen dargestellt. Zum einen den Outermarker, der die Entfernung von 4 NM zur Schwelle anzeigt, und zum anderen den FAF (Final Approach Fix) bei 12 NM (s. Abb. 6).

- Informationen über den Flugzustand der einzelnen Flugziele wurden vergleichbar mit der aktuellen Praxis im DFS-Betrieb als Informations-Paket neben dem Flugzeugsymbol dargestellt, s. Abb. 7.



Abb. 7: Label des Luftfahrzeugs mit den für den Lotsen relevanten Informationen

- Im Verlaufsmenü (s. Abb. 8) liegen die durchgegebenen Anweisungen an ein Lfz. in Form einer Liste vor. Die Sortierung geschieht dabei in absteigender zeitlicher Reihenfolge, beginnend mit der aktuellsten Anweisung. Längere Anweisungen werden in der Liste abgekürzt, die Sprachausgabe beinhaltet jedoch den kompletten Text der Anweisung

CA034F	
11:08:11	Reduce 200 kt.
11:08:03	Descend FL60.
11:06:40	Ident. Descend FL70 Reduce 220 kt.

Abb. 8: Das Verlaufs-Menü mit den zuletzt angewiesenen Instruktionen

- Über das Anweisungs Menü können die vorgeschlagenen Befehle bestätigt und somit für das TTS-Modul freigegeben werden. Wird eines der Felder berührt, wird dieses als Bestätigung für den Nutzer kurz grün eingefärbt, bis es anschließend ausgeblendet wird. Die zur Auswahl stehenden Werte sind dabei nach oben und unten, entsprechend der festgelegten Werte in der Flugzeugklasse, limitiert. Abb. 9 zeigt zwei Beispiele eines Menüs.



Abb. 9: Zwei Beispiele eines Anweisungs Menüs

Berührt man mit dem Finger den Plus-Button im rechten Bereich, wird der Befehl vorgemerkt und kann so mit weiteren Befehlen kombiniert werden, s. Abb. 10.

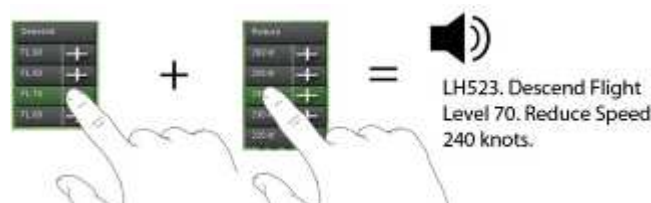


Abb. 10: Kombination von Anweisungen Höhe und Geschwindigkeit. Die Sprachausgabe fasst beide Anweisungen in einer Sprechgruppe zusammen.

Es werden drei verschiedene Flugzeugtypen unterstützt. Um diese auch optisch schnell voneinander zu unterscheiden, wurde jeweils für einen Flugzeugtyp ein eigenes Symbol verwendet (s. Abb. 11).



Abb. 11: Überblick über die einzelnen Flugzeugsymbole

Evaluierung

Die Applikation wurde zwischen den einzelnen Entwicklungsschritten Usability-Tests mit Fluglotsen der DFS unterzogen. Die dabei erfolgten Rückmeldungen des operativen Personals wurden dann im nächsten Entwicklungsschritt, sofern technisch möglich, umgesetzt. Abschließend wurde eine Evaluation mit neun Probanden ebenfalls mit Fluglotsenhintergrund durchgeführt.

Als Methode wurde ein Benutzertest gewählt, bei dem repräsentative Testpersonen unter Zuhilfenahme der Applikation typische Kontrollaufgaben durchführen sollen. Sie werden dabei von einem Gutachter beobachtet, der beurteilt wie gut die Benutzungsschnittstelle die Benutzer bei der Durchführung der Aufgaben unterstützt. Dazu wurde die Methode des lauten Denkens verwendet, bei der die Testperson angeregt wird, während der Nutzung Gefühle, Gedanken und Meinungen preiszugeben. Zusätzlich wurde ein Frage-Antwortprotokoll eingesetzt, bei dem der Testperson gezielt Fragen gestellt werden, um Probleme bei der Nutzung aufzudecken und ein Verständnis vom mentalen Modell der Testperson zu gewinnen.

Die Evaluierung basierte auf drei Bausteinen: Ein Eingangs- und ein Hauptfragebogen sowie die Ergebnisse eines Abschlussinterviews. Im Eingangsfragebogen wurden Alter, Approach-Zulassung und Berufserfahrung sowie Erfahrungen und Vorkenntnisse in Bezug auf die Nutzung von Smartphones bzw. Tablets erfragt.

- Der Hauptfragebogen war in fünf Bereiche gegliedert worden, die von den Testpersonen auf einer Skala von 1-6 (1: Trifft nicht zu; 2: Trifft eher nicht zu; 3: Trifft teils zu; 4: Trifft eher zu; 5: Trifft ziemlich zu; 6: Trifft völlig zu) bewertet werden sollten.
- In einem abschließenden Interview wurden u.a. eventuelle Wünsche für zusätzliche Funktionen erfasst.

Ergebnisse und Diskussion

Das Teilnehmerfeld bestand aus 9 männlichen Probanden im Alter zwischen 29 und 55 Jahren. Die Berufserfahrung erstreckte sich vom Berufseinsteiger bis hin zum sehr erfahrenen Lotsen. Erfahrungen mit touch-input hatten vier Teilnehmer.

Die Auswertung der Fragebögen ergab, dass die Nutzung intuitiver Eingabemöglichkeiten potentiell geeignet ist, die Arbeitsbelastung des Lotsen zu verringern. Dies ist durch folgende Faktoren indiziert:

- Zum einen sorgen die intuitive Bedienung unterstützt durch Gesten und die übersichtliche Gestaltung der Benutzerschnittstelle für einen sicheren, leicht erlernbaren Umgang mit dem System.
- Zum anderen kann auch bei hohem Verkehrsaufkommen der Zeitanteil, in dem sich der Lotse auf den Sprechfunk konzentriert, auf moderatem Niveau gehalten werden, ohne dass Kontrollanweisungen und Readback nur noch verkürzt gegeben werden.

Unabhängig vom Alter zeigten die Testpersonen ein überwiegend einheitliches Bewertungsbild. Der Gebrauch von Gesten wurde von allen Probanden schnell erlernt und hat bei der Nutzung rasch Anklang gefunden. Es war aber erkennbar, dass Probanden mit privatem Besitz eines Smartphones oder Tablets schneller und besser mit der Bedienung zurechtkamen. Dies manifestierte sich speziell in der Bewertung der Buttongröße des Auswahlmenüs.

Als sehr hilfreich stellte sich auch die Funktion zur einfachen Übergabe an den Tower heraus. Die Funktionalität ist in der jetzigen Form noch nicht ausgereift genug, um den Verkehr in Echtzeit zu bearbeiten, da die eingesetzte Text-to-Speech Software keine direkte Integration in die Applikation unterstützt. Um eine synthetische Sprachanweisung zu erzeugen muss ein Umweg über einen Konsolenbefehl gegangen werden, welcher die Text-to-Speech-Software dazu bewegt, eine Audio-Datei mit der Phrase zu erzeugen, welche abschließend abgespielt wird. Dieses Vorgehen hat eine Wartezeit zwischen dem Auswählen einer Instruktion und der Sprachausgabe der Phrase zur Folge, die in der Länge nicht akzeptabel ist. Dies bestätigte sich in den Benutzertests und wurde von allen Probanden als Hauptkritikpunkt angesehen.

Die Fragebögen zum Usability Test waren in die fünf Bereiche Realismus, Steuerbarkeit, Erlernbarkeit, HMI und Text-to-Speech gegliedert. Die zusammengefassten Ergebnisse aus diesen Bereichen (Beispiel Steuerbarkeit in Abb. 13 unten) sind jeweils in einem Netzdiagramm, Abb. 12, zusammengefasst worden. Positiv (=weiter au-

ßen) wurden Bedienung und Gestensteuerung sowie Phraseologie angesehen, negativ insbesondere die Text-to-Speech-Umsetzung (lange Reaktionszeit und die fehlenden Emotionen und Ausdruck in der Stimme).

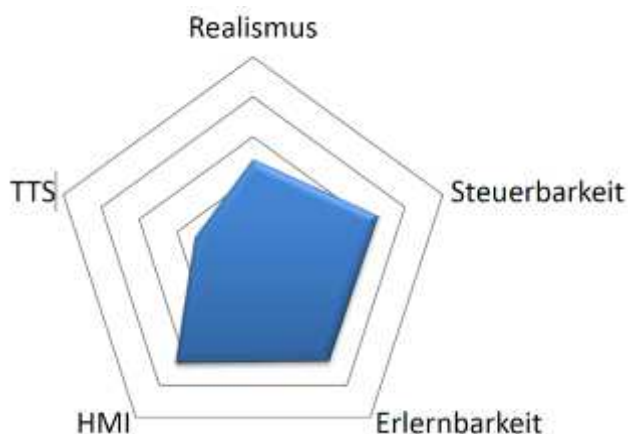


Abb. 12: Ergebnis der Usability Tests

Abb. 13 gibt beispielhaft die über alle Probanden gemittelten Ergebnisse im Bereich Steuerbarkeit wieder. Schwarze Linien in den Säulen zeigen die Standardabweichung der Bewertungen an.

Im abschließenden Interview zeigte sich, dass den Testpersonen besonders die intuitive Bedienung, wie z.B. die schnelle Anweisung von In-

struktionen direkt am Flugzeugsymbol, mehr Spaß macht als die Freigabe auszusprechen. Auch die logische Eingabe und die gute Fensterstruktur wurde als positiv hervorgehoben. Als negative Aspekte wurden z.B. die geringe Button-Größe und dadurch unbeabsichtigten Eingaben bemerkt sowie eine häufig ungenaue Gestenerkennung und geringe Reaktionsgeschwindigkeit bemängelt.

Positives Merkmal der Text-to-Speech-Ausgabe war die stets korrekte dem Standard entsprechende Phraseologie. Weiterhin wurde auch die gute Verständlichkeit der Aussprache genannt. Ein Proband erwähnte, dass durch das automatisierte Lesen eines Readbacks der Lotse entlastet wird.

Wertung und Ausblick

Das in dieser Arbeit entwickelte Mensch-Maschine-Interaktionskonzept ermöglicht der DFS völlig neue Ansätze, um Fluglotsen bestimmte Aufgaben zu erleichtern. In einer ersten Studie wurde mittels eines stark vereinfachten Simulationssystems aufgezeigt, wie bereits existierende Technologien (Multi-Touch-Input und Text-to-Speech) genutzt werden können, um Systemeingaben seitens der Lotsen, Dokumentation von Freigaben und die Controller-Piloten

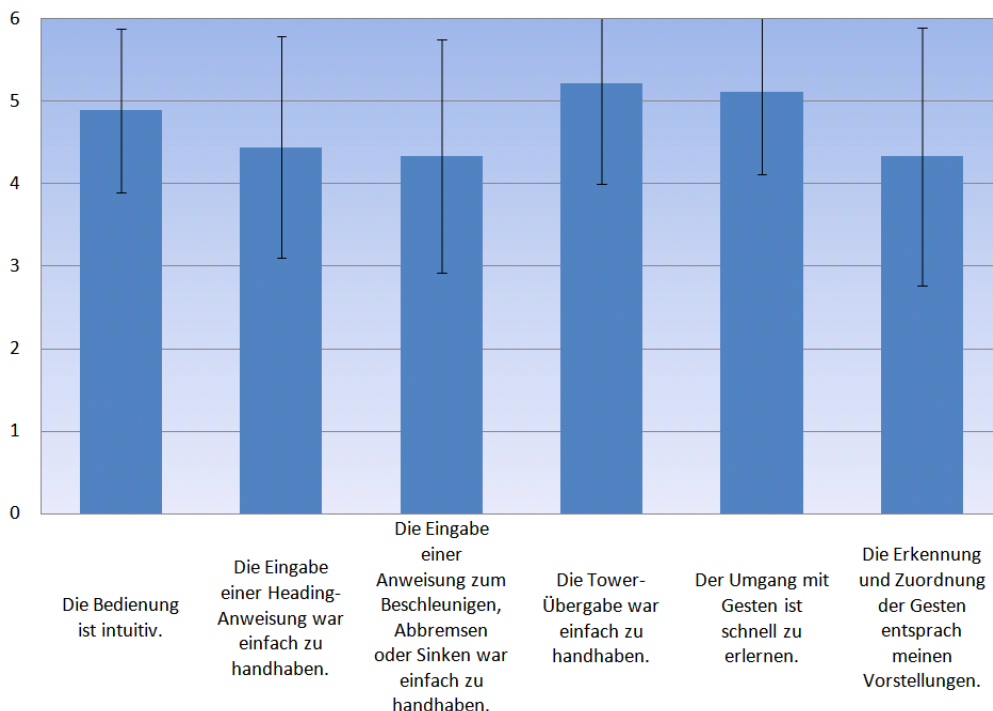


Abb. 13: Ergebnisse zum Thema Steuerbarkeit

Kommunikation via Sprechfunk miteinander zu verschmelzen.

Der Umgang der Lotsen mit dem System sowie die vielfältigen Kommentare und weitergehenden Wünsche der Probanden kann als Ausgangspunkt zur Entwicklung einer Migrationsstrategie dienen, wie man von der konventionellen, d.h. heute verwendeten Kontrolltätigkeit zu einer deutlich stärker systemunterstützten Arbeitsweise von Fluglotsen gelangen kann.

Durch die Arbeit wurde demonstriert, dass die Herausforderungen für den Vollzug eines solchen Wandels nicht nur auf technischer, sondern auch auf emotionaler Ebene liegen werden.

Weitergehende Arbeiten zu diesem Themenfeld werden auf dieser Arbeit aufsetzen. Bereits Ende 2011 wurden in einem Workshop zum Entwurf von neuartigen Lotsenarbeitsplätzen relevante Aspekte der Arbeit als Ausgangsbasis für Interaktionsentwürfe verwendet.



Quelle: <http://www.perceptivepixel.com>

Abkürzungen

FAF	Final Approach Fix
HMI	Human Machine Interface
iPort	Innovativer Airport
Lfz	Luftfahrzeug
TTS	Text-to-Speech

Referenzen

[1]	Programmierung und Evaluierung einer Touch basierten Flugverkehrskontrolle, Masterarbeit im Fachgebiet Angewandte Informatik, Hochschule Fulda, 21.10.2011
[2]	DFS iPort Vorhabensbeschreibung, Version 1.1 vom 05.05.09
[3]	DFS iPort AZK 6, Version 1.1-2 vom 05.05.09
[4]	DFS Betriebsanweisung Flugverkehrskontrolle (BA-FVD)
[5]	ICAO Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation Volume 1 "Aerodromes", July 2004
[6]	ICAO Annex 3 to the Convention on International Civil Aviation "Meteorological Service for International Air Navigation", July 2007
[7]	MT4j - Multitouch for Java™ http://www.mt4j.org

SSR system performance and interference analysis using an event-driven simulation model

Dr. Andreas Herber, Albert Walberer (ESG)

Summary¹

In the Air Traffic Control (ATC) environment, several systems are operating on the SSR frequencies (1030/1090 MHz). Technical changes or modified operations in one system may negatively influence the same system as well as other systems operating in the vicinity. Effect may be e.g. a reduced availability of aircraft transponders to ground SSR systems. This article provides an overview on the work done by DFS and ESG Elektroniksystem- und Logistik-GmbH in line with SESAR² on investigating future environments using a radio field (RF) simulation program developed to model those systems and their interference in complex environments.

Introduction

Radio spectrum in general is a valuable and scarce resource and it is very difficult to safeguard existing frequency allocations or to obtain additional allocations for aviation. The 1030/1090 MHz spectrum in particular may be congested in some areas where there is high density of air traffic and ground surveillance systems, not least since these frequencies are shared by civil and military users and various systems, see Fig. 1.

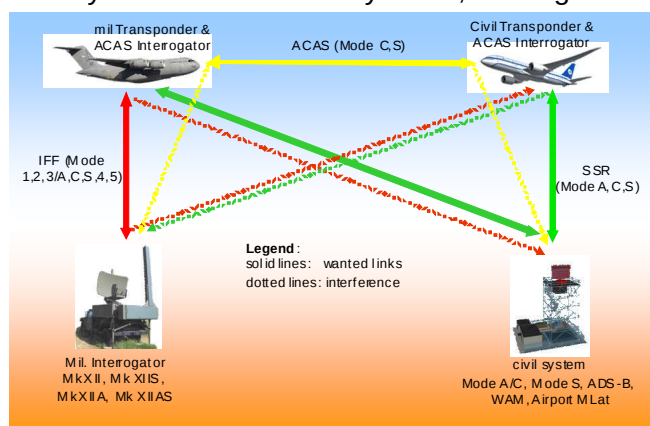


Fig. 1: 1030/1090 MHz civil/military interference scenario

¹ This article is written in English in light of its foreseen re-use in international expert groups

² Single European Sky ATM Research, Programme part of the European Commission SES initiative

Due to these impending problems on the 1030/1090 MHz spectrum, an analysis has been conducted within the scope of SESAR project 15.01.06 (Spectrum Management & Impact Assessment). For this analysis ground and air scenarios have been developed, reflecting the situation of the year 2011 as well as expected conditions for 2015, 2020, 2025, and 2030. Since measurements performed in the past revealed that Germany, especially the Frankfurt area, experiences the highest interference environment in core Europe, it has been decided to perform the spectrum analysis based on scenarios comprising this area as a worst case situation. In addition to the scenarios defined, the simulation model SISSIM (SSR IFF System Simulation) has been reviewed and updated allowing the RF level determination of the 1030/1090 MHz frequencies. Finally, simulations have been conducted to determine RF load and occupancy levels and to assess the induced SSR performance for the current situation as well as for the forthcoming two decades.

Saturation of the SSR frequencies is a real concern for airspace users as well as ATS providers, because they are increasingly used by ATC (secondary surveillance radar, ADS-B) for traffic surveillance and by ACAS for collision avoidance [11]. The potential degradation of ground and airborne surveillance applications and the potential risk of saturation of the 1030/1090 frequencies has to be carefully considered.

For some time now, 1030/1090 MHz Simulation studies have been conducted by ESG. These were performed under contract e.g. for the German Ministry of Defence, the German Air Navigation Services DFS, and EUROCONTROL.

The Simulation Model SISSIM

The ESG model used for these simulations is named SISSIM ("SSR IFF System Simulation"). It is a simulation tool to model a variety of 1030/1090 MHz systems in order to quantify the signal load at transponders and interrogators and to determine the system performance in a prede-

finied environment. In contrast to most other models, it is designed as a discrete event-driven (time stepping) simulation program (see Fig. 2). It is coded in the object oriented and platform independent programming language JAVA.

The model has been validated within international working groups and expert groups against comparable simulation programs developed in the USA and the UK and a high level of acceptance has been achieved [10].

It is a fundamental philosophy of SSISSIM to combine simulation techniques with results from measurements of real equipment. While the simulation allows determining the RF load at several SSR receivers in a certain environment, previous measurement results which are incorporated in the program allow determining the equipment behaviour under the given RF load. Another advantage of the program is that beside civil systems also existing and future military systems (air and ground) as well as the corresponding interrogation and reply signals are taken into account. Although the signals and further details are confidential and not available to DFS, models of these systems are part of the simulations and

thus of the results.

(a) Model Input

Input to the model is both, data describing the current and future scenarios as well as the results from earlier equipment measurements on typical system behaviour.

- Generally, a scenario comprises a large number of interrogators and transponders spread unevenly over a wide area on ground and in the air. Special scenarios have been developed reflecting
 - the deployment and technical characteristics of (various military and civil) sensors operating on 1030/1090 MHz,
 - the distribution and equipage of current and future air traffic (military and civil),
 - civil surface traffic environments on airports (aircraft and vehicles equipped with SSR-type equipment).
- Based on recorded air traffic of the year 2009 and on STATFOR air traffic forecast [5], [6], snapshots of real IFR and VFR aircraft have been determined for the scenarios 2011, 2015, 2020, 2025, and 2030. As described in [12], dynamic traffic would imply considerable additional complexity and computing power (e.g. tracking and scheduling would be necessary in each ACAS or ground system) without providing significant improvement over static snapshots and "stable state" computations. An overview of the ground and air scenarios is given with Fig. 3 and Fig. 4. A detailed description can be obtained from [2].

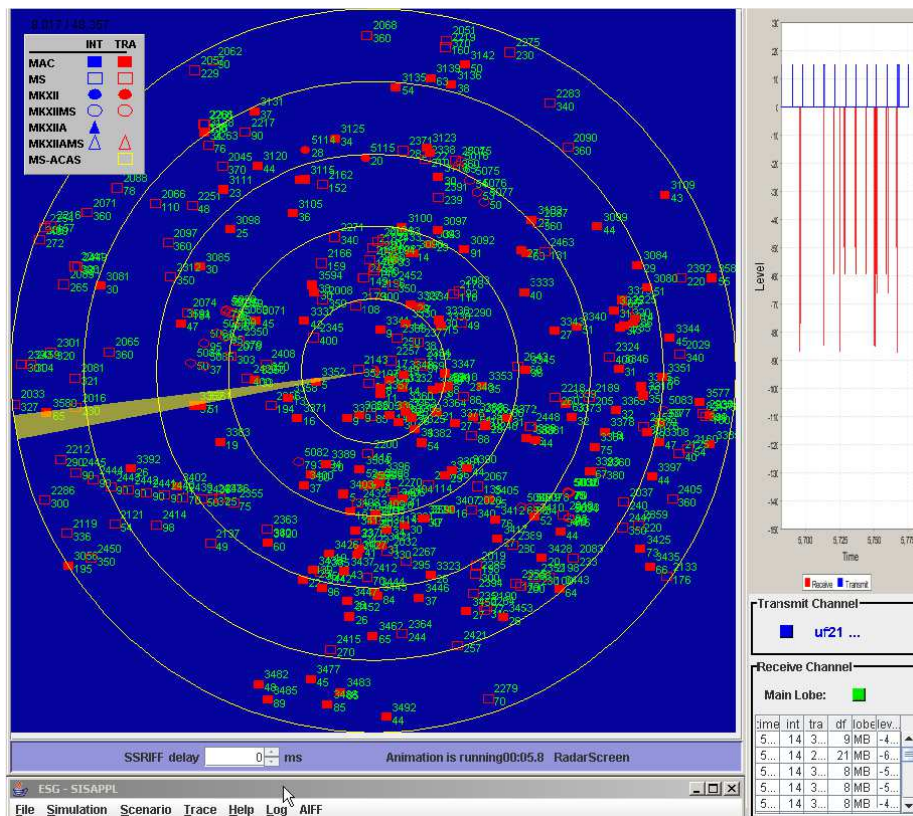


Fig. 2: Simulation model SSISSIM – animation for a SSR site

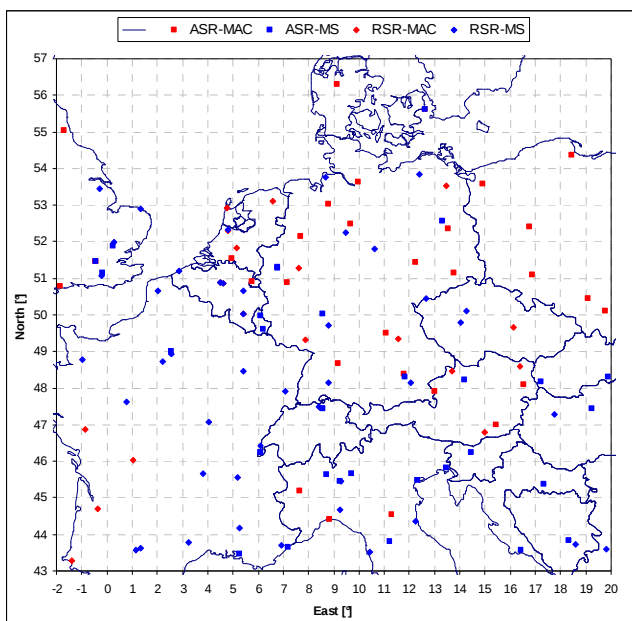


Fig. 3: Distribution of civil SSR interrogators in the scenario 2011

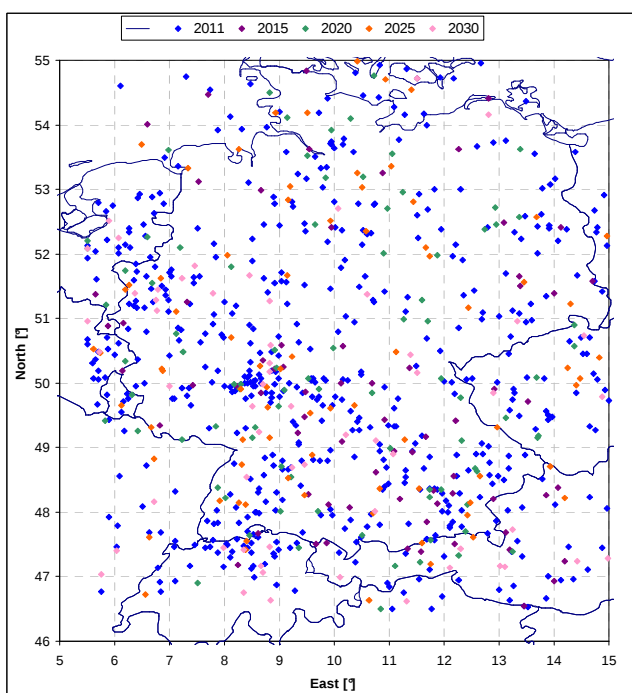


Fig. 4: IFR aircraft distribution in the scenarios 2011, 2015, 2020, 2025, and 2030

- As mentioned above, SISSIM's advantage is the combination of simulation techniques and experimental measurements of real equipment under different conditions. Results of such measurements (e.g. transponder detection curves in case of for overlapping signals, transponder occupancy times, number of unsolicited

replies) are incorporated in the programme to determine the equipment behaviour under a given RF load. SISSIM makes use of results from various measurement campaigns performed in the past to support accurate modelling of equipment behaviour. These measurements were necessary in particular for those systems, where specifications of the system behaviour were not available (e.g. civil systems exposed to military IFF signals). Measurements have been performed for both transponders and interrogators.

- The main goal of the transponder and interrogator measurements was to explore the decoding of "valid" interrogations (interrogations addressed to this particular transponder) and wanted replies (replies initiated by the interrogator itself) in case of interference with other 1030/1090 MHz signals. The results of these measurements were fed into the decoder models in form of detection curves providing the probability of decoding a "valid" interrogation or wanted reply as a function of the signal to interference ratio (S/I) (example for a Mode S detection probability, p_s , see Fig. 5).

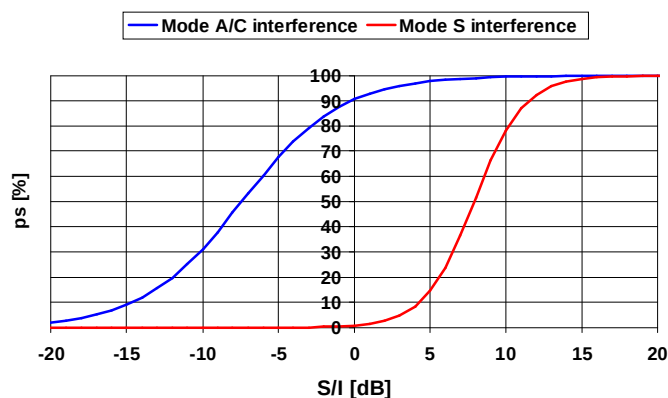


Fig. 5: Measured detection curve for a Mode S receiver

(b) Application Flow

SISSIM is designed as a discrete event-driven (time stepping) simulation program. It models the sequence of activities which are performed by the interrogators and transponders included in a scenario. The initial conditions of the scenario as well as the initial states of interrogators and transponders are determined randomly before the simulation starts. Since many interrogators and transponders are involved in the simulation at

any instant of simulation time, multiple concurrent activities can occur. The program keeps track of all these activities which are modeled as discrete events. Once an event scheduled for a particular instant of simulation time has been carried out, the simulation clock is advanced to the next point in simulation time, when the next event has been scheduled. Based on these principals, the general flow of the simulation is as follows.

- The interrogators deployed in a scenario are triggered either periodically at its interrogation repetition frequency (e.g. Mode A/C, military Mk XII) or a-periodically by a certain algorithm (e.g. Mode S roll-call schedule, see Fig. 7) to transmit interrogations. Based on the propagation times, the arrival of an interrogation at the transponders in the scenario is determined.
- If an interrogation arrives at a transponder, it is checked, whether the transponder is occupied. Having received an interrogation, the signal is decoded and processed. In case of a side lobe receipt no reply is generated, but suppression time is induced. Having received a main beam signal, which has to be replied to, the corresponding reply is transmitted. Also the transmission of the Acquisition and Extended Squitters, generated by a Mode S transponder without any external interrogation, is modeled. The arrival of a reply or squitter at the interrogators in the scenario is scheduled and the signal power levels of the reply at the interrogators are computed.
- If a reply is successfully received by an interrogator, it is checked, whether it is a wanted reply. Unwanted signals are not processed by the interrogator; however, they contribute to Fruit (false replies unsynchronized in time, sum of all aircraft replies originating from responses to other ground stations) which can

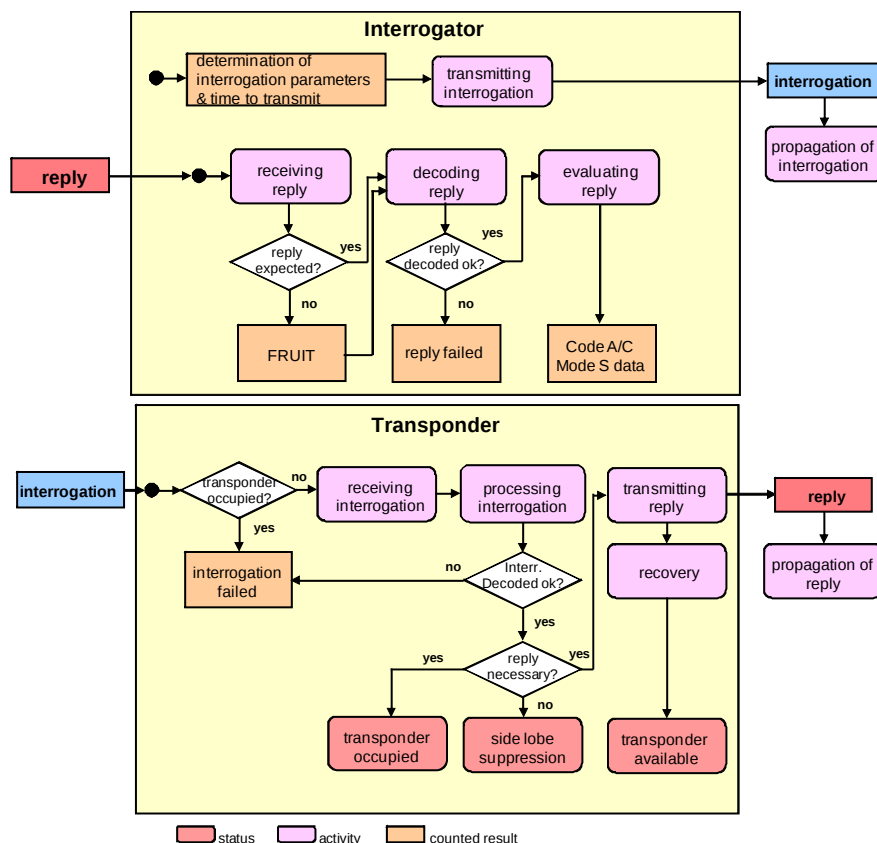


Fig. 6: Activity charts for interrogator and transponder

interfere with wanted replies. If a wanted reply has been received and successfully decoded, a reply counter is updated. As soon as the sweep of the interrogator's antenna main beam across a target is completed, the number of received replies is evaluated. Taking into account the evaluation algorithm of the interrogator, either target, Code A/C, or Mode S detection is declared.

The general simulation flow described is depicted by Fig. 6, illustrating activity charts for interrogator and transponder.

The modelled activities of the civil systems are briefly described as follows:

- Mode S interrogators are modelled to perform the typical interrogation schedule, i.e. all-call periods (including Mode A/C only all-call and Mode S all-call (UF11) interrogations) followed by roll-call periods. Lock-out principle prevents targets to transmit unnecessary replies. Re-interrogations are taken into account.

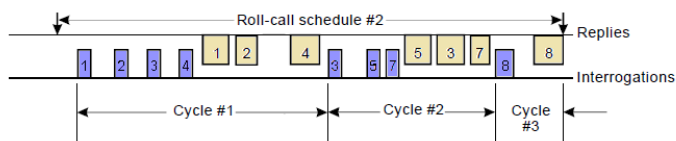


Fig. 7: Example of scheduling Mode S roll-call interrogations (transaction 3 initially fails)

- ACAS Interrogators are modelled to perform surveillance updates each second. Mode A/C transponders are monitored using Mode C-only all-call interrogations, which are transmitted in whisper/shout sequences. Mode S transponders are monitored by directly addressed Mode S interrogations of uplink format UF0. Mode C-only interrogations are transmitted via the top antenna (using four sectors, see Fig. 8) and via the bottom (omni) antenna. Interference Limiting Procedures are implemented. ACAS interrogators can be configured to perform either today's surveillance or "hybrid surveillance" [7].

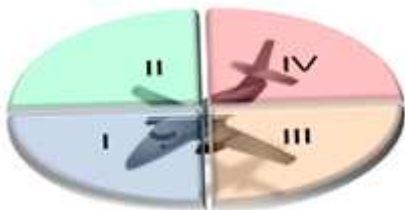


Fig. 8: Definition of sectors for ACAS interrogations (top antenna)

- WAM Systems are configurable as either passive or partly active. Ideally, a WAM system operates passively, listening to and multilaterating existing replies to other interrogations. However, this does hardly work for Mode A/C and in a dense environment (concerning RF as well as traffic) like Frankfurt. Therefore, active WAM elements were also assumed for the worst-case analysis. WAM interrogators are modelled as generating a series of Mode A/C only interrogations (Fig. 9, light yellow) as well as selective Mode S interrogations (Fig. 9, light blue); it should be noted that in the simulation each Mode S target in the surveillance area of the WAM system is interrogated once per second by the closest sensor only.

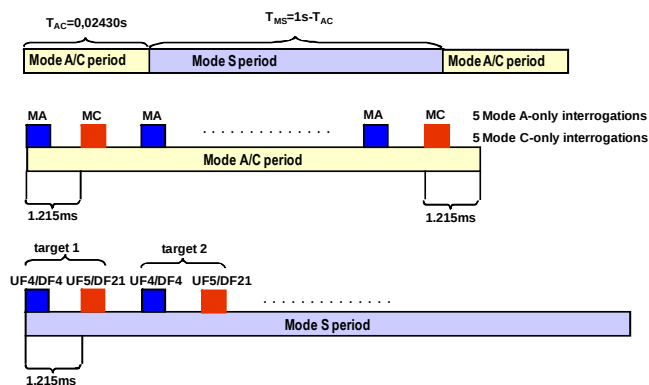


Fig. 9: Example of a simulated WAM interrogation pattern

(c) Model Output

During simulation, data collection is accomplished by the SISSIM model for a large variety of parameters, which are indicating the signal load at and the performance of interrogators and transponders. At the end of simulation, the data are stored in result files.

The evaluation routines of SISSIM, which operate on the result files, are capable to display the values of the performance parameters in tabular as well as in graphical form. Statistical evaluation of the parameters is available providing maximum, minimum, mean value, standard deviation, and distribution functions.

Concerning the signal load and performance aspects at a transponder, a number of parameters are monitored during a simulation and can be evaluated at the end of a simulation. This includes for example:

- Main Beam and Side Lobe Interrogation Rate (MBIR/SLIR): denotes the mean number of main beam or side lobe interrogations received by a transponder per second in a given Mode or Mode S format.
- Fruit Rate (FR): denotes the mean number of replies received at an interrogator per second in a given Mode or Mode S format.
- Round Trip Reliability (RTR): denotes the percentage of interrogation-reply cycles initiated by an interrogator which are successfully completed by receiving and decoding the triggered reply.

- **Code A Detection (PCA):** denotes the probability that a target position report with correct Code A data is produced for a transponder during a scan.
- **Code C Detection (PCC):** denotes the probability that a target position report with correct Code C data is produced for a transponder during a scan.
- **Mode S Detection (PS):** the probability that a Mode S transaction for a Mode S transponder is successfully completed during a scan.

Example Simulation Results

The vast amount of simulation results for the different parameters assessed and for the many scenarios investigated can be described only briefly within this article; reference is made to [4] for more detailed information. The following characteristics shall illustrate the result from SISSIM:

(a) Uplink Channel

The situation in the 1030 MHz channel is represented by the “**Interrogation rate**”; this is the sum of all interrogations from (mil. and civil) ground and airborne systems received by a transponder in the coverage of a certain “interrogator of interest”, separate for main beam (MBIR) and side lobe interrogations (SLIR). The 1030 RF load on a transponder is given as the function of distance to the “interrogator of interest” (IoI). An example for Frankfurt is depicted in Fig. 10 and Fig. 11.

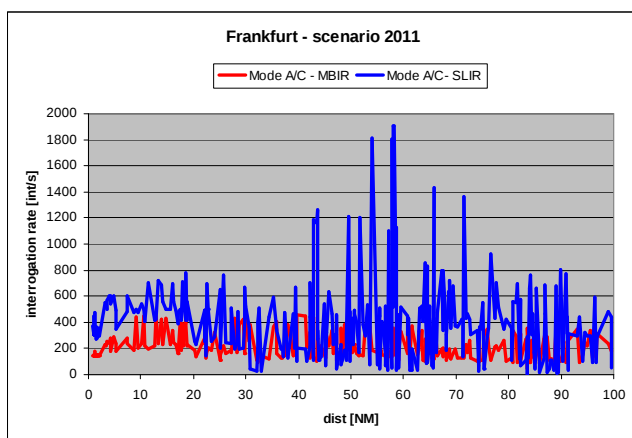


Fig. 10: Frankfurt Mode A/C Interrogations rates – scenario 2011

The scattering of both curves is due to the fact that the transponders are distributed unevenly over range, altitude and azimuth (and transponders at e.g. a distance south of the Frankfurt interrogator in FL100 may experience much different interrogation rates than at the same distance north in FL370).

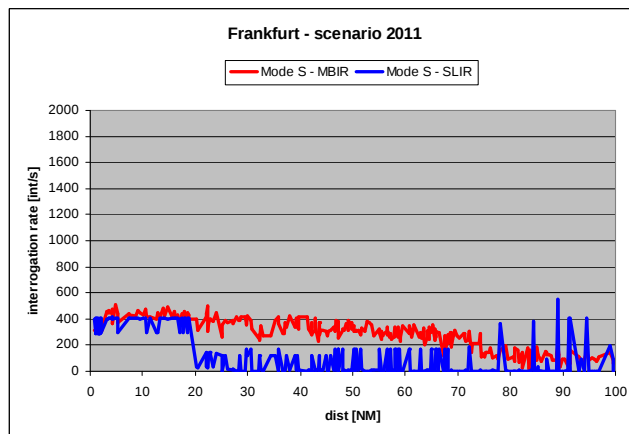


Fig. 11: Frankfurt Mode S Interrogations rates – scenario 2011

Averaging these scattered interrogation rates over all transponders within the surveillance volume of several “interrogators of interest” leads e.g. to the mean interrogation rates in Fig. 12.

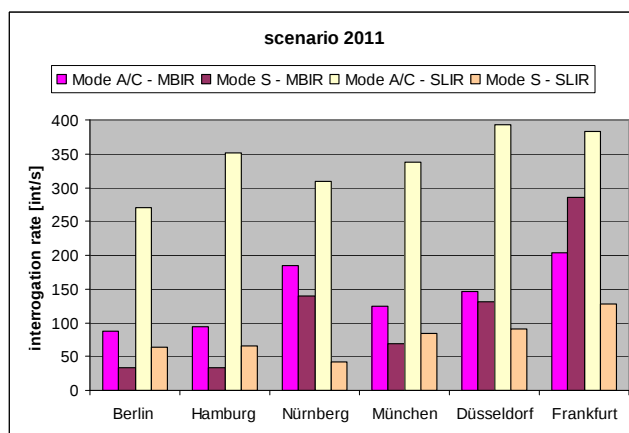


Fig. 12: Mean interrogations rates – scenario 2011

The following statements can be made concerning the scenario 2011 with respect to interrogation rates:

- (1) Transponders within the air traffic area of Frankfurt experience peak interrogation rates in Germany. Mode A/C main beam rates up to 450 int/s and maximum Mode S main beam rates of more than 500 int/s are ob-

served. The maximum Mode A/C side lobe rate accounts for nearly 2000 int/s, the Mode S side lobe rate for 550 int/s.

- (2) Lower interrogation rates occur within the surveillance regions controlled by the SSR sites Nürnberg, Munich, and Düsseldorf.
- (3) The least interrogation rates occur in the air traffic areas of Berlin and Hamburg.
- (4) Frankfurt is the only area, where the mean Mode S main beam rate is higher than the Mode A/C rate. This is due to the Mode S interrogation activities of the WAM system and of numerous ACAS interrogators. In other regions, the Mode A/C main beam rate dominates Mode S.
- (5) The Mode A/C side lobe rates are considerably high in each area.

(b) Downlink Channel

The situation in the 1090 MHz channel is described by the "Fruit rate (FR)". FR is the sum of all format's replies (wanted or not) received by an interrogator. This RF load on 1090 is calculated for all the interrogators of interest (in fact, the analysis can look into any transponder or interrogator defined). An example for Frankfurt is given in Fig. 13.

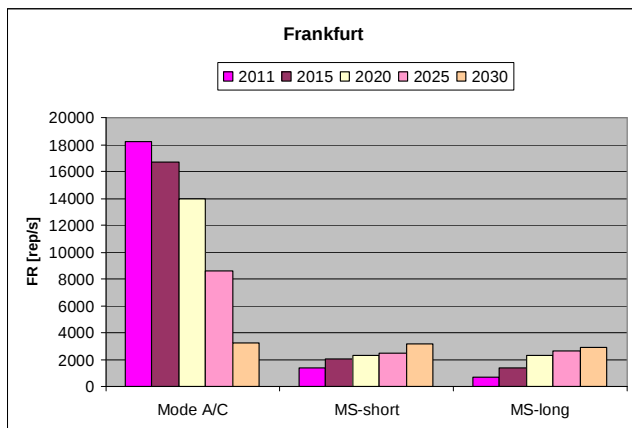


Fig. 13: Frankfurt Fruit rates – all scenarios

With respect to the Fruit rates determined by simulation of scenario 2011, the following statements can be deduced:

- (1) The highest rates are seen by the SSR site Frankfurt. The Mode A/C Fruit accounts for 18.000 replies per second. Additionally, 1250 short Mode S replies and 500 long Mode S replies are received per second.

- (2) Mode A/C Fruit dominates the 1090 MHz RF load at all interrogators.
- (3) 60-70% of the long Mode S Fruit originates from Extended Squitter transmissions.

(c) Overall System Performance

Finally, the SSR performance is assessed for the interrogators of interest. It is described by the "round trip reliability (RTR)" and the "Code A/C (PCA/PCC)" and "Mode S detection probability (PS)", respectively. Summarizing the RTR values over all transponders within the surveillance volume of several interrogators of interest leads e.g. to the mean rates in Fig. 14.

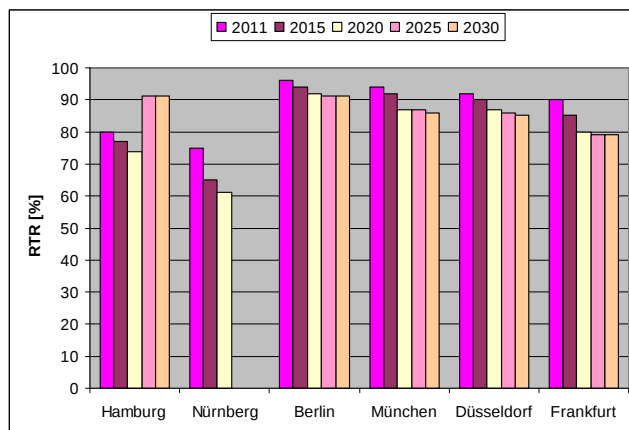


Fig. 14: Mean round trip reliability

Regarding round trip reliability, the following statements can be deduced from the simulation results:

- (1) The RTR is continuously reduced during the next 20 years at all SSR sites as long as the same technology (Mode A/C or Mode S) is used (see next bullet).
- (2) A significant improvement can be achieved, if a Mode A/C interrogator is replaced by a Mode S unit. This can be seen in the case of Hamburg, where the old Mode A/C interrogator has been modelled to be replaced by Mode S from 2025 onwards (the other interrogators are Mode S already, and Nürnberg was not modelled after 2020).
- (3) A reduction of the mean Mode S RTR of more than 10% is predicted until 2030 for the dense air traffic area of Frankfurt.

- (4) Generally, Mode S sites perform much better than Mode A/C interrogators, even if the experienced RF load is significantly higher.

Note: Various measurements performed in the past have revealed that Mode A/C replies are much more vulnerable than Mode S replies in case of interference (see [9]).

- (5) Although the overall RF load is reduced due to de-commissioning old Mode A/C systems in 2025 and 2030, the RTR keeps dropping (see Fig. 14). This is an effect of the increasing Mode S Fruit, even if Mode A/C Fruit is considerably reduced (see Fig. 13).

Note: Measurements performed in the past have revealed that decoding of Mode S replies is more severely impacted by Mode S interference than by Mode A/C (see [9]).

The Code A/C and Mode S detection probability was calculated for several Mode A/C and Mode S interrogators (note that some Mode A/C radars were assumed to be replaced by Mode S) and for the scenarios examined. Summarizing a number of detailed diagrams showing for each interrogator the Mode S detection probability (PS) as a function of the distance between interrogator and transponder, overall PS statistics are provided in Fig. 15. It should be noted that the minimum val-

ues are resulting from a part of the transponders only which fail the requirement of $PS > 99\%$ in spite of re-interrogation.

Regarding SSR performance during the next two decades, the following conclusions can be drawn from the simulation results obtained:

- (1) While all Mode S interrogators are performing very well in scenario 2011, SSR sites deployed in dense and heavily loaded areas are predicted to degrade in the scenarios 2015 and 2020. Although the mean Mode S detection probability (PS) is not far below 99%, the minimum PS, i.e. the number of transponders violating the PS criterion ($PS > 99\%$ for each target) is dropping significantly (see Fig. 15).
- (2) Compared with scenario 2015 and 2020, the situation for Mode S sites is considerably improved in the scenarios 2025 and 2030, although the round trip reliability RTR is envisaged to continuously drop until 2030.

Note: This effect is due to the assumed modified operational usage of the Mode S interrogators as RSR (long range) sites instead of ASR stations from 2025 onwards. A RSR differs from an ASR as far as technical characteristics are concerned. In the case under consideration, the RSR applies a longer antenna rotation time than the ASR,

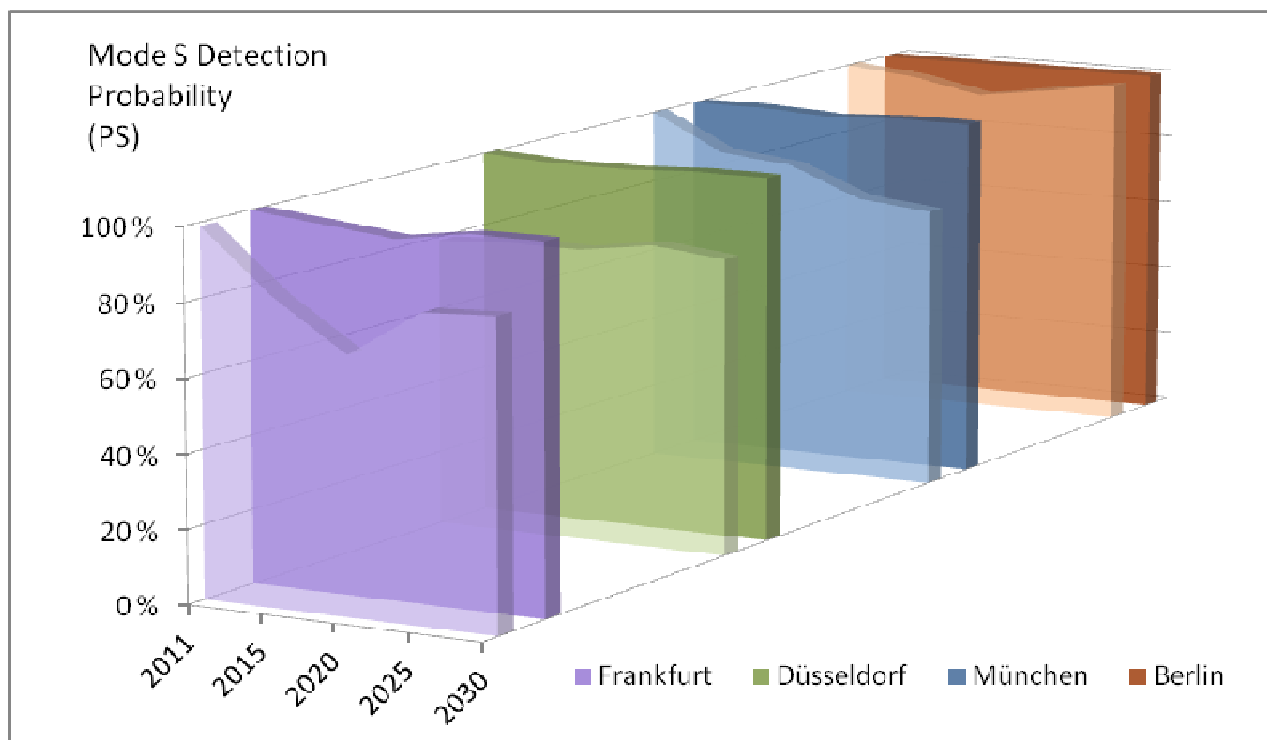


Fig. 15: worst-case Mode S detection probability for various scenarios and interrogators (darker colours=mean values, lighter colours=minimum values)

which implies an extension of the main lobe dwell time. As a consequence the duration of Mode S periods is expanded, allowing more time for Mode S transactions. This improves the likelihood to complete a Mode S transaction during a dwell, since more re-interrogations are possible.

- (3) *What becomes obvious from the complete report [4], Mode A/C interrogators, even in areas of low RF load, will be running into serious problems during the next 10 years. The number of transponders failing the PCA/PCC criteria ($PCA > 98\%$ and $PCC > 96\%$ for each target) will dramatically increase.*

Conclusions

The following main conclusions can be drawn from the analysis of the worst case scenarios defined:

- The 1030/1090 MHz spectrum is already today highly congested. The simulations indicate that the Mode S detection threshold is currently met even in heavily loaded areas. But while Mode S interrogators are still coping with the current RF load, Mode A/C interrogators are seriously constrained. The old Mode A/C technology is spectrally inefficient and should be replaced in order to cope with the future increased demand.
- The simulation results indicate that higher interference levels will spread over larger areas in the future and can impact any airport.
- The simulation results demonstrate that the spectrum allocation currently anticipated for the future use of SSR systems is not sufficient and appropriate for the next ten years in regions suffering already now a high RF load. Although Mode A/C interrogators are continuously replaced by Mode S units, the 1030/1090 MHz RF load will increase and SSR performance will be degraded consequently. In doing so, performance of Mode A/C interrogators will be affected dramatically. Also Mode S sites deployed in heavily loaded areas will be concerned significantly. This indicates that insufficient spectrum will afflict the SSR systems performance in the future, if adequate mitigations are not implemented.
- The most effective mitigation solutions for possible interference problems are to reduce the number of active ground interrogators in central Europe to the minimum necessary, to reduce

ACAS contribution to RF load and to pass on to more passive surveillance methods (WAM, ADS-B) while maintaining the required surveillance performance. This will enable service providers to improve the efficiency and hence mitigate potential capacity problems.

- The results obtained clearly indicate that without decommissioning existing radars while introducing new passive systems, the forecasted growth in air traffic cannot be handled in the future and the ability to enhance operational efficiency will be lost. As a consequence it has to be concluded that an optimized European surveillance infrastructure is an absolute prerequisite to meet the overall SESAR objectives.
- The study identifies that the RF congestion does not really drop when rationalizing the civil surveillance infrastructure in Germany only. Sensors outside the control of DFS – namely military sensors and sensors located outside Germany (but within RF vicinity) lead to the need to operate the wide area multilateration system also in a partly non-passive mode.

In summary, the trend becomes quite clear: just substituting Mode A/C interrogators by Mode S is not sufficient to cope with the increased traffic and RF demand. Instead, the number of active interrogations needs to be reduced to maintain the required surveillance performance for the remaining systems. Clustering Mode S interrogators is strongly advised in dense RF environments. If ground based and airborne interrogators are implemented just as in the past and if the RF load is not reduced, it will not be possible to implement in dense traffic areas promising technologies, neither ADS-B or passive WAM, nor new ground and airborne applications.

Recommendations

The following main recommendations arise from the investigations:

- Spectrum problems on 1030/1090 MHz already exist and therefore, urgent attention should be paid on spectrum allocation issues, because the implementation of the Single European Sky including new technologies and ground based and airborne applications is critically dependent on available spectrum of suitable quality. Therefore, the situation in the 1030/1090 MHz spectrum should be continuously monitored
- Mode A/C transponder equipped aircraft should not be allowed in dense airspace.
- Even with Mode S interrogators, Mode A/C interrogations should be avoided. In addition, Mode S interrogators should be operated in clusters only.
- More attention should be given to applicable civil-military coordination aspects in the future to ensure their coexistence. Flight data obtained either by civil or military radars should be shared whenever and wherever possible to reduce RF load and to save valuable spectrum resources.
- the number of ground interrogators should be reduced to the minimum necessary providing the required surveillance performance.
- Wide area multilateration (WAM) systems should be operated passive or at least as passive as possible; WAM systems may be operated only where required by the application, e.g. low level coverage or for precision approach monitoring.
- High traffic densities induce high ACAS RF activities; a further improved version of ACAS hybrid surveillance improving its RF use as discussed in expert groups is desirable. Although hybrid Surveillance as defined now [7] takes advantage of passively acquired position information via extended squitters, it does not reduce the RF pollution created by ACAS.

Acknowledgement

This report describes work done by DFS and ESG in the context of SESAR project 15.1.6. The authors would like to thank Steffen Marquard and Dr. Roland Mallwitz for their contributions.

Abbreviations

ACAS	Airborne Collision Avoidance System
ASR	Airport Surveillance Radar
ATC	Air Traffic Control
ATS	Air Traffic Service
ESG	Elektroniksystem- und Logistik-GmbH
Fruit	False replies unsynchronized in time
GICB	Ground Initiated Com-B
IFF	Identification Friend Foe
IoI	Interrogator of Interest
MBIR	Main Beam Interrogation Rate
MHz	Megahertz
MLat	Multilateration
NM	Nautical Miles
PCA	Probability of Code A Detection
PCC	Probability of Code C Detection
PS	Probability of Mode S Detection
RF	Radio Frequency
RTR	Round Trip Reliability
SES	Single European Sky
SESAR	Single European Sky ATM Research
SISSIM	SSR IFF System Simulation
SLIR	Side Lobe Interrogation Rate
SSR	Secondary Surveillance Radar
WAM	Wide Area Multilateration

References

[1]	SESAR Joint Undertaking, Project Initiation Report: Spectrum Management & Impact Assessment, Edition 00.02.00, 15.03.2010
[2]	SESAR Joint Undertaking, 1030/1090 Scenario Description, Project 15.01.06, Deliverable 15.1.6.D12, Edition 00.01.01, 29.11.2010
[3]	SESAR Joint Undertaking, 1030/1090 Simulation Model Description, Project 15.01.06, Deliverable 15.1.6.D13, Edition 00.01.00, 28.10.2011
[4]	SESAR Joint Undertaking, 1030/1090 Interim Report, Project 15.01.06, Deliverable 15.1.6.D14, Edition 00.01.00, 17/02/2012
[5]	EUROCONTROL, Medium - Term Forecast: IFR Flight Movements 2010 – 2016, Edition Number: v1.0, 23/02/2010

[6]	EUROCONTROL, Long - Term Forecast: IFR Flight Movements 2008 – 2030, Edition Number: v1.0, 19/11/2008
[7]	RTCA, DO-300, Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Traffic Alert and Collision Avoidance System II (TCAS II) Hybrid Surveillance, 12/13/2006
[8]	DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, ESG Elektroniksystem- und Logistik-GmbH, Future SSR Channel Load 2007+, Effects of Mode S Cluster Operations on SSR Channel Load, Document-ID: PD-2006-07, Issued 11/12/2006
[9]	DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, Frequenzverfügbarkeit MkXIIS Mode 5, Vermessung des Einflusses von Mode 5 auf eine zivile Mode S / Monopuls SSR-Station, 01/03/2004
[10]	Five-Nation Project Director's Aircraft Identification Friend or Foe (AIFF) Technical Working Group (TWG), Aircraft Identification Friend or Foe Demonstration/Validation Modelling Report, February 1998.
[11]	Mallwitz; Walberer: Analysis of radar system performance and interference in an air traffic control environment; Proceedings of the European Microwave Association Vol. 3; March 2007; 78–83
[12]	DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, ESG Elektroniksystem- und Logistik-GmbH, Future SSR Channel Load 2007+, Abhängigkeit der ACAS Abfrageraten von der Dynamik eines Verkehrsszenarios, 26/07/2005
[13]	SESAR Joint Undertaking, Application Case 1, Project 15.04.01, Deliverable 15.04.01-D06, Edition 00.02.00, 14/03/2012

Passiv-Radar auch für die zivile Flugsicherung? - eine Momentaufnahme -

Steffen Marquard, Dr. Andreas Herber

Einleitung

Entwickelt in den 1980er Jahren für militärische Nutzung, ist Passiv-Radar eine Ortungstechnologie, die im Gegensatz zum „klassischen“ Primärradar selbst keine elektromagnetischen Wellen aussendet. Mittelfristig kann diese Technologie inzwischen auch für zivile Anwendungen attraktiv werden. Gegenüber aktivem Primärradar mit drehender Antenne bieten diese Systeme eine Reihe von Vorteilen, aber auch Limitierungen, die hier kurz vorgestellt werden und in verschiedenen Projekten näher untersucht wurden oder werden sollen, z.B. im Projekt AMPARA.

Begriffsbestimmung

Bi- oder Multistatische Radarsysteme (MSPSR) basieren auf dem Prinzip, dass Sender und Empfänger räumlich voneinander getrennt positioniert sind. Wird kein systemeigener Sender verwendet, sondern werden die Ausstrahlungen des Flugzieles selbst oder auch andere Quellen, wie z.B. die von Rundfunksendern genutzt, so kann ein MSPSR auch vollkommen passiv arbeiten.

Passiv-Radare können anhand ihres Arbeitsprinzips unterschieden werden in PET–Passive Emitter/ESM¹ Tracking und in PCL–Passive Coherent Location.

Ein PET-System bestimmt die Zielposition basieren auf den Ausstrahlungen des Flugzeuges. Dabei wird normalerweise jede an Bord des Flugzeuges strahlende Quelle genutzt (militärische Anwendung). In der zivilen Welt sind PET-Systeme gut bekannt als Multilaterationssysteme (MLAT/WAM), die bekanntlich nur auf der Frequenz von 1090 MHz (SSR) arbeiten.

Ein PCL-System ist unabhängig von Ausstrahlungen des Flugziels. Es nutzt vorhandene „Beleuchter“ wie analoge und digitale Rundfunk- und Fernsehsender und Mobilfunkstationen. PCL-Systeme bestimmen die Position des Flugziels mit Hilfe von direkten und am Ziel reflektierten

Signalen und der damit verbundenen Laufzeitunterschiede und Dopplerverschiebungen [3], [4].

PCL-Systeme entsprechen am weitesten der Definition eines Primärradars und werden hier, sofern kein systemeigener „Beleuchter“ verwendet wird, unter dem Begriff Passiv-Primär-Radar (PPR) zusammengefasst.

Zivile Anforderung an Primärradar

Im EUROCONTROL Surveillance Standard [1] ist Primärradar, neben Doppelüberdeckung durch Sekundärradar, nur für „Major Terminal Areas“ gefordert. Die DFS sieht, vorbehaltlich erfolgter Sicherheitsbewertung, Primärradar mittelfristig nur in ausgewählten deutschen TMAs vor [2]. Als unterer Wert der vertikalen Abdeckung gilt dabei z.B. die Schwelle der Landebahn, die max. Höherfassung ist nicht festgelegt und bei rotierenden Antennen aufgrund ihrer vertikalen Apertur bisher auch kein Thema.

Nutzbare Signale

Derzeitige passive Systeme nutzen FM-Radiosignale, digitale Hörfunk- (DAB) und terrestrische Fernsehsignale (DVB-T), die von Drittanbietern im interessierenden Gebiet um die jeweiligen Empfangsstationen herum ausgestrahlt werden. Die Nutzung auch von Handysignalen (GSM) für PPR wird derzeit untersucht. Eine kurze Zusammenfassung der Hauptcharakteristika ist der folgenden Tabelle zu entnehmen.

¹ ESM – Electronic Support Measures

Signal Parameter	FM Broadcast	DAB	DVB-T	GSM
Frequenz [MHz]	88-108	174-230 1452-1492	470-862 174-230	1800 / 1900 800 / 900
Bandbreite	10-100 kHz	1.7 MHz	8 MHz 7 MHz	200 kHz
Sendeleistung [dBw]	30 - 50 1-100 kW	30 - 40 1-10 kW	30 - 50 1-100 kW	10 - 17 10-50 W
Entfernungsaufösung	1.5 - 15 km	90 m	20 m	750 m

Tab. 1: Für PPR nutzbare Signale und Charakteristika

Danach scheinen DAB und DVB-T die erfolgversprechendsten Kandidaten für Signalquellen zu sein, da sie über große Bandbreite (somit Entfernungsaufösung) und Ausgangsleistung (somit Reichweite) verfügen. Limitierung ist das vertikale Antennendiagramm – da sich die Nutzer dieser Dienste am Boden befinden, werden die Signale auch primär dahin ausgesendet. Ziele in großen Höhen werden nicht angestrahlt und sind daher unsichtbar für ein auf diesen Diensten basierendes Passivradar. Sofern Ziele in einer TMA nur in „nicht zu großen“ Höhen auch mit Primärradar erfasst werden sollen, erscheinen PPRs auf Basis DAB und/oder DVB-T eine Alternative zum Primärradar zu sein. Zum Aspekt, was aber letztlich „nicht zu große“ Höhen sind, und inwieweit Ziele in den jeweiligen Lufträumen auch sicher detektiert werden können, müssen aber noch konkrete Messungen, z.B. in dichtbelasteten Lufträumen, durchgeführt werden.

Im Vergleich dazu bieten FM-basierte PPR-Systeme eine bessere Höhenabdeckung, ihre Entfernungsaufösung und Genauigkeit scheint aber nicht ausreichend für ATC-Zwecke zu sein.

GSM-basierte PPR-Systeme befinden sich momentan noch in der Erforschung. Aufgrund der Charakteristik von GSM-Sendeanlagen sind derartige Systeme am besten für kürzere Reichweiten und für Anwendungen am Boden geeignet. Erste Testergebnisse zeigen deren grundsätzliche Nutzbarkeit.

Ortungsprinzip

Grundlegendes Element des PPRs ist ein bi-statisches Radar. Dabei wird die Differenz zwischen am Flugziel reflektierten Signal und direktem Signal eines „Beleuchters“ ermittelt, wobei

alle Punkte gleicher Laufzeitdifferenz auf einer Ellipse liegen. Dazu muss die Quelle der Funkwellen eindeutig identifiziert werden, was bei unterschiedlichen Frequenzen (MFN, multi frequency network) ohne Probleme funktioniert. Befinden sich alle Sender auf der selben Frequenz (SFN, single frequency network), beginnt die Herausforderung. Letzteres ist der überwiegende Fall für DVB-T-Sender.

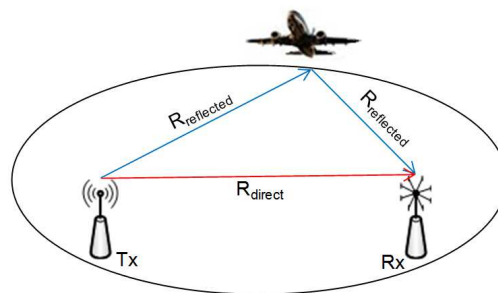


Abb. 1: Prinzip bi-statisches Radar

Aufgrund der Mehrdeutigkeit der Positionsbestimmung sind mindestens drei Sender/Empfänger-Paare notwendig (multistatisches Radar):

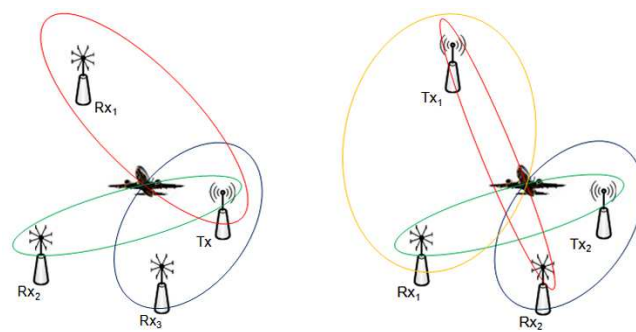


Abb. 2: Prinzip der Positionsbestimmung

Vorteile und Limitierungen

Vorteile werden für PPR-Systeme immer wieder viele genannt, so z.B.

- Nichtkooperatives Prinzip, keine Systeme an Bord der Luftfahrzeuge nötig
- Passiv, daher keine Frequenzfreigabe nötig
- Schnelles Positionsupdate, typischerweise 1-2 mal pro Sekunde
- Sehr gute Überdeckung in geringen Höhen
- Hohe Redundanz aufgrund des Prinzips mehrfacher Empfänger und Sender
- Robust gegen Interferenzen von z.B. Windkraftanlagen und Störsendern

- Robuste Technik ohne Sender und bewegliche Teile
- Erwartete geringere Anschaffungs-, Betriebs- und Wartungskosten als Primärradar

So weit, so gut, aber leider haben PPR-Systeme auch etliche Limitierungen, die deren Nutzung im zivilen FS-Bereich bislang verhindern:

- PPR ist noch in der Entwicklung und es gibt zwar Anwendungen im militärischen Bereich, aber bislang keinen Nachweis der betrieblichen Anwendbarkeit in der zivilen Flugsicherung; dazu muss man berücksichtigen, dass die Anforderungen im mil. Bereich anders gelagert sind – ein Ziel, das nicht erkannt werden will oder selbst Signale ausstrahlt, verhält sich nun mal anders als ein ziviles Flugziel.
- Es besteht eine Abhängigkeit von der Verfügbarkeit entsprechender „Beleuchter“ und deren Charakteristika, wie z.B. Leistung, Frequenz, Antennendiagramm.
- Es erfolgt in der Regel nur eine 2D-Positionsbestimmung; zwar ist auch 3D möglich, erfordert aber mehr Sender/Empfänger-Paare und verkompliziert die Anschaffung. Mögliche Alternative ist der Einsatz vertikaler Antennen-Arrays zur Höhenbestimmung, was aber die Systemkomplexität erhöht.

Stand der Technik

Im Folgenden soll kurz auf verfügbare Systeme und Versuchsprogramme eingegangen werden.

PPR-Systeme wie Silent Sentry oder HA-100 sind bereits in der Produktion und am Markt erhältlich. Sie basieren aber auf FM-Signalen, wohingegen derzeitige Forschungs- und Entwicklungsaktivitäten mehr und mehr in Richtung von Systemen gehen, die digitale Rundfunksignale verarbeiten. Die folgende Tabelle gibt einen Überblick, ohne Anspruch auf Vollständigkeit, über derzeit verfügbare Systeme für (militärische) Nutzung oder F&E-Arbeiten.

System	Signal	Manufacturer
Silent Sentry	FM Rundfunk	Lockheed Martin, US
HA-100	FM Rundfunk	Thales/Onera, F
NECTAR	DAB, DVB-T	Thales/Onera, F
PARADE	FM, DAB, DVB-T	CASSIDIAN, GE
DELIA	DAB	Fraunhofer FHR, GE
CORA	DAB, DVB-T	Fraunhofer FHR, GE
PETRA II	DVB-T	Fraunhofer FHR, GE
PCL Demonstrator	FM Rundfunk	ERA, CR
CELLDAR	Handy (GSM)	Roke Manor / BAE Systems, UK
GAMMA 1 und 2	Handy (GSM)	Fraunhofer FKIE, GE

Tab. 2 Gegenwärtig verfügbare PPR Systeme

Wie eingangs erläutert, ist PPR keine neue Technologie und dementsprechend gibt es auch eine Reihe von Versuchsprogrammen, die aber primär die technische Nutzbarkeit nachgewiesen haben, weniger den betrieblichen Nutzen für z.B. die zivile Flugsicherung:

- Die Meßkampagne PAMELA (PCR Advanced Multistatic Evaluation and Limitations Analysis) wurde 2009 in Deutschland durchgeführt. Ziel war die Leistungsmessung verschiedener Passivradarsensoren aus Frankreich, Norwegen und Deutschland (Fraunhofer FHR und Industrie) unter identischen Bedingungen. Verschiedene Flugziele (Tornado, Mirage, Cessna 172, PULSAR ultra light und ein Hughes TH-55 Helikopter) flogen verschiedene Flugprofile in 1000, 2000 und 4000 Fuß. Die Ergebnisse zeigten bei Entfernungen bis ca. 20NM und geringen Höhen eine gute Erfassung und Zielverfolgung. So lag die Entfernungsgenauigkeit (1σ) zwischen 500m (FM) und 15m (DVB-T), die Winkelgenauigkeit für ein einzelnes Tx/Rx-Paar lag zwischen 8 und 3 Grad, und für die Kombination aus mehreren Tx/Rx-Paaren lag die Erkennungswahrscheinlichkeit bei bis zu 99%.
- Das multinationale Projekt SINBAD (Safety and security Improved by New functionality for Better Awareness on airport approach and departure Domain) lief von 2007 bis 2009 im 6. Rahmenprogramm der EU. Eins der Hauptziele von SINBAD war die Entwicklung eines PPR-Systems, mit dem nicht-kooperative Ziele erfasst und verfolgt werden können und sein

Test an den Flughäfen Brno, Tschechien (low density environment) und Frankfurt (high density environment). Aufgrund von Zeit- und Budgetbeschränkungen wurden Versuche nur in Brno gemacht. Die Versuche zeigten im Mittel eine Genauigkeit von ca. 50m (horizontal) bzw. 500m (vertikal), die Datenerneuerungsrate war 2s, die Azimut-Genauigkeit für ein einzelnes Tx/Rx-Paar lag bei 3,6° und die vertikale Abdeckung ging bis 5000 Fuß.

- Das Projekt AMPARA (**A**ir surveillance **M**ultistatic **P**assiv **R**adar) zielt ähnlich wie SINBAD auf Sicherheitsverbesserungen für den Luftverkehr in Flughafennahbereichen. Es wird die Nutzbarkeit und den Nutzen einer Verbesserung von Primärüberdeckung mit PPRs zur Detektion von Verstößen nicht-kooperativer Ziele mit hoher Erneuerungsrate untersuchen. In Zusammenarbeit mit Industrie (Cassidian), Forschungseinrichtungen (Fraunhofer FHR und FKIE, BIGS) und Endnutzer (DFS und Fraport) werden die tatsächlich erreichbaren Überdeckungsbereiche und Leistungsparameter ermittelt. Basis der Arbeiten ist eine detaillierte Anforderungsanalyse mit dem Endnutzer. Für den Einsatz von Passivradar in der Luftfahrt sollen Entwicklungen durchgeführt, implementiert und in Messungen geprüft werden. Ziel der Untersuchungen sind neben den Leistungsparametern auch Sicherheitsaspekte und der Einfluss von Passiv-Radar auf die Gestaltung von Luftraumüberwachung: technisch, ökonomisch und bzgl. grundsätzlich neuer Anwendungen. Kommerzielle Einsatzszenarien für Passiv-Radar sollen untersucht und Empfehlungen erarbeitet werden. Nach Genehmigung des Bundesministeriums für Bildung & Forschung soll AMPARA Mitte 2012 starten.

Ausblick

PPR-Systeme scheinen aus heutiger Sicht eine überlegenswerte Alternative/Ergänzung zur zivilen Luftraumüberwachung speziell für den TMA-Bereich um internationale Flughäfen und für geringe bis „moderate“ Höhen zu sein; sie könnten auch für Primärziele eine verbesserte Erneuerungsrate bieten. Das Vorhandensein von entsprechenden „Ausleuchtern“ in solchen gut besiedelten Gebieten dürfte einen rein passiven Betrieb ermöglichen. Dies hätte dazu den Vorteil, das Funkfeld in solchen hochbelasteten Bereichen nicht noch zusätzlich zu belasten.

Abkürzungen

AMPARA	Air surveillance Multistatic PAssive RAdar
DAB	Digital Audio Broadcast
DVB-T	Digital Video Broadcast - terrestrisch
FM	Frequenzmodulation
GSM	Global System for Mobile Communications
MFN	Multi Frequency Network
MLAT	Multilateration
MSPSR	Multi-Static Primary Surveillance Radar
PAMELA	PCR Advanced Multistatic Evaluation and Limitations Analysis
PCL	Passive Coherent Location.
PET	Passive Emitter Tracking
PPR	Passiv-Primär-Radar
SFN	Single Frequency Network
SINBAD	Safety and security Improved by New functionality for Better Awareness on airport approach and departure Domain
WAM	Wide Area Multilateration

Referenzen

[1]	Eurocontrol Surveillance Standard
[2]	DFS Surveillance-Strategie, DFS, Version 1-00, 23.01.2012
[3]	M. MORUZZIS, Alternative Detection Techniques to Supplement PSR Coverage, Eurocontrol, 28 February 2007
[4]	Assessment of Surveillance technologies, SESAR Joint Undertaking, Project 15.04.01, Deliverable D04, Edition 00.02.00, 16.06.2011

NEWSIM-Weiterentwicklung

Vom großen Realzeitsimulator zum „Training in the Cloud“

Jan Fiegert, Ralph Kar, Peter Krauspe

Einleitung

Seit mehr als 15 Jahren werden im Bereich F&E der DFS Realzeit-Simulatoren für den Enroute-Bereich der Flugverkehrskontrolle entwickelt und betrieben. Diese ATM-Simulatoren werden an sechs Standorten der DFS für Training, Ausbildung und Unterstützung des Flugsicherungsbetriebs eingesetzt. Die Entwicklung wird partnerschaftlich mit der Firma UFA Inc. in Boston vorangetrieben.

Mit den Jahren haben sich sowohl die fachlichen Anforderungen als auch die Rahmenbedingungen für das Gesamtsystem ATM-Simulator erheblich geändert. Das ATM-Simulatorzentrum der DFS begreift diesen Wandel als permanente Herausforderung. Neue fachliche Anforderungen und ein sich zunehmend rasant entwickelndes technologisches Umfeld müssen in die Simulator-Weiterentwicklung integriert werden. Dass sich dies mit einer Software, deren Anfänge in die Mitte der 90er Jahre zurückreichen, nicht immer als einfach erweist, steht außer Frage. Dies soll konkret an einigen Entwicklungsschwerpunkten der letzten Jahre veranschaulicht werden.

Ausgangspunkt

Bei Validierung und Training eingesetzte Simulationssysteme sind typischerweise Großsysteme, die eine Arbeitsumgebung nachbilden, wie Fluglotsen sie von ihrer täglichen Arbeit mit hochentwickelten ATM-Systemen kennen. Die Validierung und Optimierung von zukünftigen ATM-Konzepten und Verfahren erfordert oft Simulationen über mehrere Sektoren, um z.B. auch die

Zusammenarbeit mehrerer Lotsen untereinander bewerten zu können. Im Forschungssimulator sind 12 Lotsenarbeitsplätze und 8 Pilotenarbeitsplätze realisiert, die Ausbildungssimulatoren (NEWSIM) bieten (auch aus oben genannten Gründen) sogar noch mehr Arbeitsplätze. Der Bedarf an solchen großen Simulatoren wird daher auch in Zukunft bestehen.

Der Einzelplatzsimulator - Skalierbarkeit durch Virtualisierung

Bereits 2009 wurde in einer externen Studie der Bedarf an hochwertigen Einzelplatzsimulatoren identifiziert, der damals durch das Produkt-Portfolio im eigenen Bereich noch nicht abgedeckt wurde. Eine Analyse der vorhandenen Software hatte ergeben, dass es zwar möglich wäre, diese auf übliche Client-Systeme zu portieren, eine Umsetzung aufgrund der personellen Ressourcen aber nicht realisierbar ist. Aus denselben Gründen schied auch die Neuentwicklung eines Simulators für PC oder Mac aus. Es blieb nur die Möglichkeit, die Software auf dem PC in ihrem aktuellen Zustand zu verwenden. Dies hätte allerdings erhebliche Einschränkungen für den Benutzer mit sich gebracht, da dann nur PCs mit Linux (und nicht mit Windows) als Betriebssystem in Frage gekommen wären.

Einen prinzipiell möglichen Ausweg aus diesem Dilemma bieten die unter dem Stichwort Virtualisierung zusammengefassten Techniken. Man belässt die Software so wie sie ist und verfrachtet sie zusammen mit ihrem Betriebssystem (und unter Umständen sogar mit der benötigten Hardwarearchitektur) in eine virtuelle Maschine. Dieses Abbild der Software kann dann auf jedem ausreichend ausgestatteten PC verwendet werden. Bei den notwendigen Untersuchungen wurden die verantwortlichen Mitarbeiter des Simulatorzentrums auf eine Modifikation die-



Abb. 1: Forschungssimulator (Arbeitsplätze 1-8)

ses Lösungsansatzes aufmerksam. Ein wesentlicher Teil der zu übertragenden Software, nämlich das Display für die Luftlage (SDD, Situation Data Display), lag seit einiger Zeit bereits als Java-Software vor. Der Betrieb des SDD ist somit ohne Virtualisierung auf allen heute gängigen Rechnern im Consumer-Bereich möglich. Eine Java-Laufzeitumgebung stand (und steht) für die avisierten Zielplattformen (Microsoft Windows, Apple Mac OS X und Linux) zur Verfügung und ist in den meisten Fällen bereits installiert. Dadurch wurde ein teilweise virtualisierter Betrieb des Simulators möglich. Der Kern des Simulators, d.h. alle UNIX-spezifischen Programme, verbleiben in einer virtuellen Maschine, während das SDD direkt auf dem PC-Betriebssystem über die Java-Laufzeitumgebung ausgeführt wird. Dieser Ansatz bringt für den Endbenutzer viele Vorteile, wie bessere Betriebssystemintegration oder dramatisch verbesserte Grafikleistung, mit sich. Der Entwickler hingegen muss sich von der Idee lösen, die Software ohne weitere Anpassungen übernehmen zu können. Im Interesse der Nutzer wurde letztendlich doch entschieden, diesen anspruchsvolleren Weg zu gehen. Allerdings waren zu Anfang weder die damit verbundenen Schwierigkeiten, noch die weiteren sich bietenden Anwendungsmöglichkeiten voll bewusst.

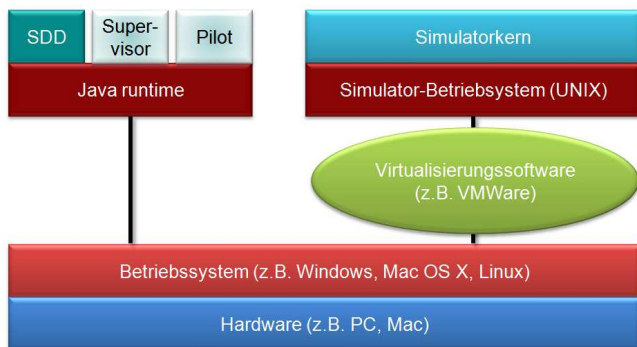


Abb. 2: Prinzip Virtualisierung mittels Software

Die wichtigste Aufgabe bei der Umsetzung dieser Idee bestand darin, eine geeignete Schnittstelle zwischen den Komponenten zu finden und sie in diesen zu abstrahieren. Diese Schnittstelle ermöglichte es, den Simulator in einen Client- und einen Server-Teil aufzutrennen. Im Client-Teil sollten das bereits vorhandene Radar SDD und die Simulations-Pilotenfunktionalität in eine neu zu entwickelnde Supervisor-Komponente integriert werden. Diese ist hauptsächlich für die Si-

mulationskontrolle verantwortlich. Der Server-Teil der Kommunikationsschnittstelle soll die in der virtuellen Maschine verbliebenen Teile des Simulatorekerns steuern.

Die Verbindung zwischen beiden wurde durch ein TCP-basiertes Übertragungsprotokoll realisiert. Damit war das Ziel, den Simulator auf einem handelsüblichen PC oder Mac zu betreiben, bereits erreicht. Der Anwender kann jetzt einen NEWSIM-Simulator mit Hilfe einer Virtualisierungssoftware (z. B. VMWare) auf seinem PC installieren und mit einer direkt auf dem PC installierten Client-Software nutzen. Der Nutzer ist in der Lage, eine gewünschte Simulation zu konfigurieren und zu steuern. Läuft die Simulation, schlüpft der Anwender in die Rolle des Fluglotsen und erteilt den simulierten Fliegern Freigaben über die Simulations-Pilotenschnittstelle. In der Rolle des Supervisors kann er die Simulation weitgehend beeinflussen (Simulationsgeschwindigkeit, Umweltbedingungen, zusätzliche Flieger usw.).

Virtualisierte Simulatoren, Cloud Computing und Softwareverteilung

Durch die im vorherigen Abschnitt beschriebene Aufteilung des Simulators in eine Client- und eine Server-Komponente ergab sich nun ein völlig neues Einsatzszenario. Ursprünglich war der gemeinsame Betrieb beider Komponenten auf ein und demselben Rechner vorgesehen. Die Benutzerschnittstelle sollte direkt auf dem Rechner laufen, während sich der Server-Teil unter der Kontrolle einer Virtualisierungssoftware wie z. B. VMWare befand. Die geschaffene Schnittstelle entledigte sich jedoch den Zwängen dieser Betriebsart. Beide Komponenten waren soweit entkoppelt, dass die Unterbringung auf demselben Rechner nicht mehr notwendig war. Der Server-Teil kann nun prinzipiell auf einem völlig anderen System installiert werden. Bald reifte die Idee, eine gewisse Anzahl an virtualisierten Simulatoren betriebsbereit auf einem Cluster vorzuhalten. Ein entsprechend leistungsfähiger Rechner war bereits vorhanden und steht seit über einem Jahr zuverlässig bis zu 20 interessierten Benutzern gleichzeitig zur Verfügung. Die Client-Anwendungen sollten auf diesen Server über ein Netzwerk zugreifen. Für die Realisierung dieses Vorhabens musste in allererster Linie die Frage der Verteilung der Clients geklärt werden. Eine

herkömmliche Installation durch den Nutzer oder Administratoren vor Ort ist zwar möglich, aber heute nicht mehr zeitgemäß, da es mit der initialen Verteilung der Software meist nicht getan ist, sondern periodisch Aktualisierungen notwendig sind oder der Benutzerkreis sehr dynamisch ist. An dieser Stelle war es auch von großem Vorteil, dass die gesamte Client Software in Java realisiert wurde. Dadurch konnten mit den Mitteln der Java-Plattform eine webbasierte Verteilung der Software und ein installationsloser Betrieb realisiert werden. Der Endanwender muss nur sicherstellen, dass eine aktuelle Java-Laufzeitumgebung auf seinem System installiert ist und eine Verbindung zum Internet bzw. Intranet besteht. Zwei Voraussetzungen, die z. B. für jeden Büroarbeitsplatz innerhalb der DFS bereits gegeben sind. Als positiver Nebeneffekt müssen hier unbedingt die zentrale Verwaltung der Software samt ihrer Aktualisierungen sowie der gesamten Übungsdaten erwähnt werden. In dieser Betriebsart sind die Konzepte des Cloud Computings, die die IT-Verantwortlichen vor Ort mittlerweile stark beschäftigen, komplett verwirklicht.

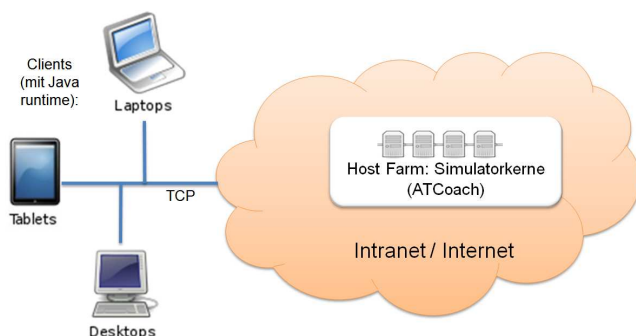


Abb. 3: Elemente des Cloud-Computing im ATM-Simulatorzentrum

Innovative Benutzerschnittstellen - ein Ausblick

Durch die mittlerweile hochgradige Modularisierung des Simulators und die strikte Trennung der grafikintensiven Darstellung von der rechenintensiven Datenaufbereitung wurde schließlich die Möglichkeit erarbeitet, Realzeit-Simulationen mit einer völlig neuen Geräteklasse, nämlich Tablet-PCs, durchzuführen.

Auf der ATC Global 2012 konnte der Prototyp einer derartigen Anwendung vorgestellt werden.



Abb. 4: Ralph Kar, Entwickler im ATM-Simulatorzentrum, mit der Mobile Pilot-Applikation auf einem Tablet-PC; oben rechts und unten links zwei mögliche Benutzerfenster.



Abb. 5: Vorstellung „verteilter Simulator“ auf der ATC Global 2012 (Foto: Jan Fiegert)

Für das laufende Jahr ist geplant, die in den NEWSIM schrittweise einziehende Spracherkennung ebenfalls in den Einzelplatzsimulator zu integrieren. Damit steht dann der NEWSIM auf einer breiten Palette von Laufzeitumgebungen zur Verfügung - von Tablet PCs, über Notebooks und Standard PCs hin zu großen, Verkehrskontrollzentralen nachempfundenen, Simulatoren, die aus einer Vielzahl von Rechnern bestehen.

Abkürzungen

SDD	Situation Data Display
NEWSIM	DFS new generation ATC simulator
TCP	Transmission Control Protocol

Berechnung von Schadstoffemissionen in Flughafennähe unter Verwendung von Simulationsdaten

Stefan Schwanke, Annabelle Schuppe (TU Dresden), Thomas Groth

Einleitung

Vorliegender Artikel basiert auf einer Diplomarbeit, die bei der DFS im Bereich Forschung und Entwicklung in Zusammenarbeit mit der TU Dresden durchgeführt wurde [1]. Prinzipiell ordnet sich die Arbeit in den Rahmen des Forschungsprojektes iPort¹ (Innovativer Airport) ein. Das Arbeitspaket "Auswertemöglichkeit Emissionen" umfasst die Erweiterung der Schnell- und Realzeitsimulationsumgebung des Bereiches F&E um Aussagen zu Umweltaspekten (Lärm- und Schadstoffemissionen) [2].

1. Ausgangslage und Motivation

Das mittlerweile seit Jahrzehnten wachsende Umweltbewusstsein der Bevölkerung, vor allem in den Industrieländern, und der damit einhergehende steigende Druck auf Politik und Justiz betrifft auch immer mehr die Akteure der Luftfahrtindustrie [3]. Als wesentliche Auswirkungen des Luftverkehrs sind der Fluglärm, die lokale Luftqualität um Flughäfen und der Ausstoß von CO₂ in großen Flughöhen zu nennen, der zur Erderwärmung beiträgt. Die Quantifizierung des Einflusses des Flugverkehrs auf das Klima ist in der Wissenschaft umstritten. Aufgrund des weltweiten Wachstums des Luftverkehrs nimmt das absolute Ausmaß dieser negativen Aspekte zu, auch wenn beispielsweise der derzeitige Anteil am weltweit menschenverursachten Kohlendioxidausstoß bei vergleichsweise geringen 2-3% liegt [4]. Auch die Flugsicherung bewegt sich in diesem Spannungsfeld; Mitarbeiter der Bereiche Unternehmenskommunikation, Umweltmanagement, Tower und Verfahrensplanung bzw. LIZ (Lage- und Informationszentrum) sind unmittelbar betroffen.

Viele Entscheidungsfindungen hinsichtlich der Strukturierung und Nutzung von Lufträumen / Sektoren, Aus- und Neubau von Flughäfen, An- und Abflugverfahren sowie Flugrouten werden

¹ iPort ist ein national gefördertes Projekt im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms LuFo IV (Laufzeit: 01.01.2009 – 31.12.2012)

bereits im Vorfeld mit Ergebnissen aus den Schnell- und Realzeitsimulatoren des Bereiches F&E der DFS unterstützt. Bislang war es nicht möglich, die Analyse und Vergleichsbasis in diesem frühen Stadium der Untersuchungen aus dem Forschungsbereich mit Umweltkennzahlen wie Routenabweichung vom Großkreis, Kraftstoffverbrauch, CO₂-Erzeugung etc. zu ergänzen. Da gleichzeitig die Nachfrage nach diesen Parametern in Forschungsprojekten und Initiativen mit Simulationsvorhaben (z.B. SESAR [5], FABEC [6]) besteht, wurde diese Lücke im Projektantrag iPort aufgegriffen [2]. Operationelle Schadstoff- und Lärmreduktionspotenziale würden sich somit frühzeitig erkennen, quantifizieren und den bisher üblichen Bewertungskriterien hinzufügen lassen.

2. Flughafennahe Schadstoffproduktion durch den Luftverkehr

Aufgrund der Vielfalt von Umwelteinwirkungen des Luftverkehrs wurde der Untersuchungsbe- reich für erste Studien auf die Betrachtung von Schadstoffemissionen durch den Luftverkehr im Flughafennahbereich (Rollvorgang, An- und Abflug) eingegrenzt. Diese beeinflussen zusammen mit den Emissionen² aufgrund der Abfertigung von Flugzeugen und des landseitigen Verkehrs die Luftqualität an einem Flughafen.

3.1 Systemgrenzen und Einschränkungen

Da die Flugsicherung per hoheitlichem Auftrag lediglich Einfluss auf die Flug- und Rollbewegungen des luftseitigen Verkehrs ausübt, werden ausschließlich die Produkte aus der Verbrennung

² Da sich der Artikel auf Schadstoffemissionen fokussiert und Lärmemissionen nicht betrachtet werden, bedeutet diese Kurzform im Folgenden ausschließlich Schadstoffemissionen d.h. durch menschliche Tätigkeit verursachte Verunreinigung bzw. Veränderung der natürlichen Zusammensetzung der Luft. Während der Verteilung, Reaktion und Verdünnung der Schadstoffe in der Umgebungsluft wandeln sie sich zum Teil in Verbindung mit anderen Stoffen zu Immissionen um (ortsbezogene Konzentrationsmessungen in µg/m³).

von Kerosin in den Haupttriebwerken eines Flugzeugs betrachtet, die in diesen Verantwortungsbereich fallen [7]. Schadstoffe aufgrund des Betriebs der Hilfstriebwerke und des Reifenabriebs beim Start- und Landevorgang werden nicht ermittelt. Luftfahrtinduzierte Schadstoffzeugnisse durch Vorfeldfahrzeuge für die Flugzeugabfertigung, Flughafeninfrastruktur (z.B. Kraftwerk) und Zubringerverkehr zum Flughafen finden folglich ebenso keine Berücksichtigung. Um die Ergebnisse vergleichbar zu gestalten, werden die Werte der internationalen Standardatmosphäre verwendet. Diese kommt auch in den Simulationen zum Einsatz. Immissionen, d.h. auf Menschen, Tiere und Pflanzen, den Boden, das Wasser, die Atmosphäre sowie Kultur- und sonstige Sachgüter einwirkende Luftverunreinigungen werden nicht berechnet. Internationale Studien definieren den vertikalen Bereich der Atmosphäre, in dem Flugzeugemissionen lokale Auswirkungen auf Bodenmessungen um ein Flughafengebiet haben, auf 3.000 ft über Grund („mixing height“) [8]. Kommerziell erhältliche Schadstoffberechnungsprogramme der FAA (EDMS³), EUROCONTROL (ALAQs) und Janicke Consulting (LASPORT) enthalten einen Ausbreitungsalgorithmus nach Gauß bzw. Lagrange, der in Abhängigkeit der meteorologischen Bedingungen und des Immissionsortes Schadstoffkonzentrationen ermittelt. Der Modellierungsaufwand und die Berechnungsmöglichkeiten gehen aber weit über die Aufgabenstellung des Projektes und die vorhandene Datenlage aus den Simulatoren hinaus [9].

3.2 Verbrennungsprodukte des Haupttriebwerks

Wie in Abb. 1 dargestellt werden aus den Haupttriebwerken eines Flugzeuges gasförmige und nicht-gasförmige Stoffe bei der Verbrennung von Kerosin (flüssiges Kohlenwasserstoffgemisch C_nH_m , hauptsächlich verwendeter Treibstoff im zivilen Luftverkehr) emittiert. Neben den flugphasen- bzw. schubunabhängigen Hauptprodukten Kohlendioxid (CO_2) und Wasser (H_2O) aus vollständiger Verbrennung entstehen verschiedene triebwerksleistungsabhängige Schadstoffe wie

Kohlenmonoxid (CO), Kohlenwasserstoffe (HC) und Stickoxide (NO_x). Schwefeloxide sind Produkte aus Kraftstoffverunreinigungen, die vom Sulfatgehalt im Kerosin abhängen.

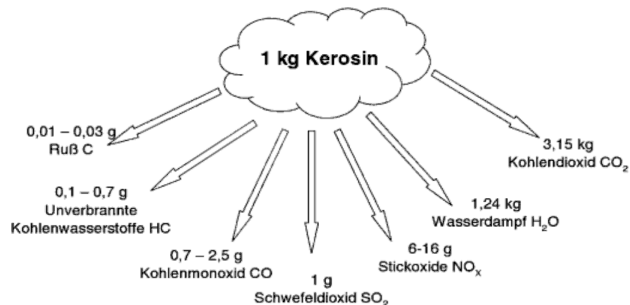


Abb. 1: Verbrennungsprodukte mit typischer Mengenrelation bei der nicht-idealen Verbrennung von Kerosin in Reiseflughöhe [10]

Der relative Mengenbezug von Schadstoff zu Kerosin wird als Emissionsindex bezeichnet und wird in der Einheit Gramm Schadstoff pro Kilogramm Kerosin angegeben [g/kg]. Bei niedriger Triebwerksleistung (Rollen, Sinkflug) ist der Emissionsindex von CO und HC sehr hoch, bei zunehmender Triebwerkslast (Start, Steigflug) steigt der Stickoxidanteil (s. Abb. 2). Die Emissionsindizes von CO , HC und $Ru\beta$ (Feinstaub) sind bei modernen Flugtriebwerken deutlich geringer als bei älteren; durch die einhergehende Erhöhung der Verbrennungstemperatur und des Drucks in der Brennkammer sind allerdings die Emissionsindizes von NO_x über die Jahre angestiegen.

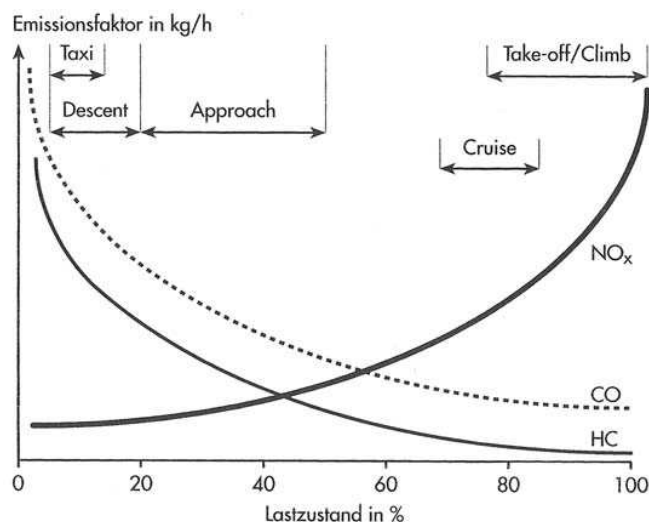


Abb. 2: Schadstoffausstoß in Abhängigkeit vom Lastzustand des Triebwerks sowie Zuordnung der einzelnen Flugphasen [10]

³ EDMS soll ab 2014 durch das „Aviation Environmental Design Tool“ (AEDT) ersetzt werden, welches Lärm- und Schadstoffemissionen in einem Modell berücksichtigt [9].

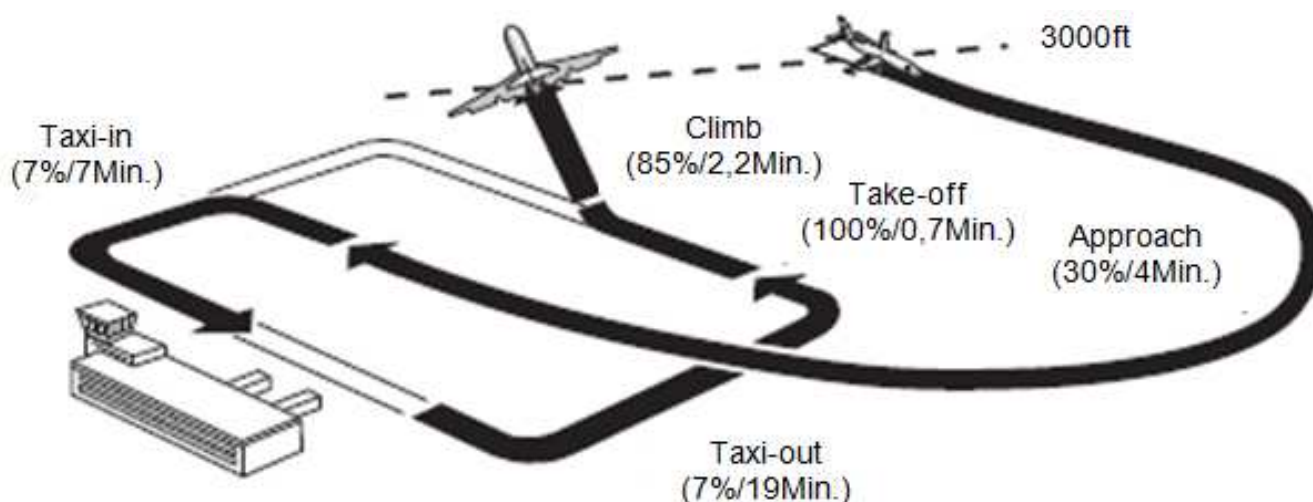


Abb. 3: Phasen des ICAO Referenz LTO-Zyklus mit Schub und Dauer [14]

3.3 Vorschriften

Im Vergleich zu globalen Umweltzielen und Vorschriften, welche die Lärmemissionen von Flugzeugen betreffen, existieren nur wenige Regularien zur Thematik der lokalen Schadstoffemissionen des Luftverkehrs.

Immissionsgrenzwerte wurden in der europäischen Richtlinie 2008/50/EG über „Luftqualität und saubere Luft in Europa“ festgehalten [11]. Deren Inhalte wurden in der 39. Verordnung zur Durchführung des Bundes-Immissionsschutzgesetzes in nationales Recht umgesetzt [12]. In Deutschland ist gemäß §32 LuftVG eine „Kommission zum Schutz der Bevölkerung gegen Fluglärm und gegen Luftverunreinigungen (FLK)“ an jedem Verkehrsflughafen, für den ein Lärmschutzbereich nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm festzusetzen ist, als Beratungsorgan der Genehmigungsbehörden zuständig. Die DFS nimmt an den Sitzungen der FLK teil.

Emissionsgrenzwerte für Triebwerke, die den Schadstoffausstoß an der Quelle limitieren, wurden bereits 1981 im Regelwerk der ICAO, Annex 16–II, festgelegt [13]. Die Einhaltung dieser Werte muss im Rahmen der Zertifizierung nachgewiesen werden. Das Dokument beschreibt Zulassungsgrenzwerte für die Verbindungen NO_x , CO, HC und Rußpartikel (über Rauchzahl) aus Testläufen von Turbojet- und Turbofantriebwerken, welche einen Standschub auf Meereshöhe (F_{00}) von mindestens 26,7 kN aufweisen. Die einzuhaltenden Emissionsgrenzwerte sind durch das Verhältnis der Masse des emittierten Gases zum Standschub F_{00} pro Schadstoff definiert

[g/kN]. Die NO_x -Grenzwerte sind zusätzlich vom Triebwerksdruckverhältnis (EPR) und dem Zeitpunkt der Zulassung abhängig. Die Schadstoffmessungen werden wiederholt unter verschiedenen Schubeinstellungen vorgenommen und liefern Emissionswerte vom Leerlauf bis zur maximalen Laststufe. Die Ergebnisse werden wie in Abb. 3 dargestellt auf vier referenzierte Triebwerkeinstellungen (in % F_{00}), die vier typischen Laststufen und Phasen in Flughafennähe entsprechen sollen (Landing and Take-off Cycle - LTO), und auf die atmosphärischen Bedingungen der internationalen Standardatmosphäre (ISA) auf Meeresniveau korrigiert. Standardisierte Verweilzeiten eines Flugzeugs in den einzelnen Phasen sind durch die ICAO ebenfalls definiert. Es gibt keine einheitliche Definition des Beginns und des Endes der vier ICAO-LTO Flugphasen, jedoch werden in einigen Studien nachfolgende Abgrenzungen vorgenommen, die sich stärker an der flugbetrieblichen Realität orientieren und auch im Rahmen der vorliegenden Untersuchung verwendet wurden [15]:

- Der Startvorgang („Take-Off“) beginnt mit Lösen der Bremsen am Startbahnkopf und endet mit der Schubreduktion in 1500 ft Höhe über Grund. Während der Startphase wird ein Schub in Höhe von 100% des maximalen Standschubs angenommen.
- Der Steigvorgang („Climb-out“) erfolgt unmittelbar in Anschluss an die Startphase mit der Reduzierung des Triebwerkschubs auf 85% in 1500 ft Höhe und reicht bis zur Grenzhöhe von 3000 ft.

MODE	POWER SETTING (%F _{oo})	TIME minutes	FUEL FLOW kg/s	EMISSIONS INDICES (g/kg)			SMOKE NUMBER
				HC	CO	NOx	
TAKE-OFF	100	0.7	1.113	0.1	0.55	37.13	-
CLIMB OUT	85	2.2	0.924	0.11	0.55	30.82	-
APPROACH	30	4.0	0.334	0.15	0.77	13.45	-
IDLE	7	26.0	0.124	0.22	7.76	5.91	-
LTO TOTAL FUEL (kg) or EMISSIONS (g)			442	73	1656	7716	-
NUMBER OF ENGINES				1	1	1	1
NUMBER OF TESTS				3	3	3	3
AVERAGE D _p /F _{oo} (g/kN) or AVERAGE SN (MAX)				0.65	14.8	69.3	3.5
SIGMA (D _p /F _{oo} in g/kN, or SN)				-	-	-	-
RANGE (D _p /F _{oo} in g/kN, or SN)				-	-	-	-

Tabelle 1: Schadstoffzeugung des Triebwerks IAE V2500-1 im Rahmen des ICAO-LTO Referenzzyklus [16]

- Der Landevorgang („Approach“) beginnt mit der Systemgrenze von 3000 ft und endet mit dem Verlassen der Landebahn bei einem Schublevel von 30%.
- Der Rollvorgang („Idle/Taxi“) wird zwischen Taxi-In und Taxi-Out unterteilt. Taxi-In beschreibt die Rollphase vom Verlassen der Landebahn bis zum Erreichen der Standposition inklusive Wartezeiten. Ergänzend dazu bildet Taxi-Out das Rollsegment vom Anlassen der Triebwerke bis zum Startbahnkopf inklusive aller Wartezeiten. Die Schubhebelstellung liegt bei 7% des maximalen Standschubs.

In der ICAO-Emissionsdatenbank sind die phasenabhängigen Emissionsindizes und der Kraftstoffmassendurchfluss aller gemäß Annex 16-II zertifizierten Triebwerke für diese vier Phasen dokumentiert [16]. Tabelle 1 zeigt den Inhalt eines Eintrags am Beispiel des Triebwerks IAE V2500-A1 (Unique Identifier UID= 1IA001) für den A320. Unberücksichtigt von diesem Standard sind kleinere Turbojet- und Turbofantriebwerke, Propeller- und Kolbentriebwerke. Außerdem sind nicht alle Verbrennungserzeugnisse erfasst (s. Abb. 1).

4. Erstellung eines Emissionsinventars

Basierend auf den theoretischen und rechtlichen Grundlagen aus dem vorherigen Kapitel, wird in diesem Abschnitt auf die verschiedenen Berechnungsmöglichkeiten von Schadstoffemissionen aus den Triebwerken eingegangen. Zuvor werden die dafür notwendige Flugleistungsrechnung und Ausgabedateien des Schnellzeitsimulators sowie die vorgenommene Triebwerkszuordnung für die eingesetzten Flugzeugtypen aufgegriffen.

Generell lassen sich Schadstoffemissionen des Luftverkehrs in Flughafennähe nach folgender Formel berechnen:

$$E_p = \sum_i \sum_k n_i \cdot LTO_i \int_t FF_{k,i}(t) \cdot EI_{p,k,i}(t) \cdot dt \quad (1)$$

Mit:

- E_p Gesamtmenge des Schadstoffes p im untersuchten Szenario [g]
- k Flughafennahe Phasen: Anflug, Rollen, Start, Steigflug (k = 1 bis 4)
- n_i Anzahl der Triebwerke des Luftfahrzeuges i [-]
- LTO_i Anzahl an durchgeführten LTO-Zyklen des Luftfahrzeuges ⁴i [-]
- FF_{k,i} Kraftstoffmassendurchsatz in der Phase k für ein Luftfahrzeug i [kg/s]
- EI_{p,k,i} Emissionsindex eines Schadstoffes p in der Phase k für ein Luftfahrzeug i [g/kg]

Je nach Detaillierungsgrad der vorhandenen Daten und zeitlichem Aufwand der Berechnung schlägt die ICAO wie in Tabelle 2 dargestellt verschiedene Berechnungsmöglichkeiten vor [17]. Die Methoden können separat oder in Kombination verwendet werden. Der Unterschied liegt in der Ermittlungsmethode der Schlüsselparmeter (Flotte, Bewegungen, Verweilzeiten in den Flug-

⁴ Sollte die Anzahl der Starts und Landungen für einen Flugzeugtyp ungleich sein, so muss in der Formel der LTO-Zyklus nach Starts und Landungen aufgetrennt werden.

	Einfache Methode	Erweiterte Methode	Fortgeschrittene Methode
Flotte (LFZ/ TW-Kombination)	Identifikation Luftfahrzeugtyp	Identifikation Luftfahrzeugtyp und Triebwerkstyp	Identifikation Luftfahrzeugtyp und Triebwerkstyp
Bewegungen	Anzahl der LTO pro Luftfahrzeugtyp	Anzahl der LTO pro Luftfahrzeug/ Triebwerk-Kombination	Anzahl der LTO pro Luftfahrzeug/ Triebwerk-Kombination
TIM	keine	ICAO Standard TIM, ggf. Anpassung an spezifische TIM des Flughafens	Modifizierte TIM (ggf. unter Verwendung aktueller Leistungsdaten)
EI und FF	EI und FF je Luftfahrzeugtyp von UNFCC	EI und FF je Triebwerkstyp aus ICAO Emissionsdatenbank (Doc 9469)	Modifizierte EI und FF unter Verwendung aktueller Leistungs- und Operationsdaten

Tabelle 2: Berechnungsansätze für die Ermittlung von Emissionen gemäß ICAO Doc. 9889 [17]

phasen „Time in Mode TIM“, zeitlicher Kraftstoff- und Emissionsindexverlauf). Die einfache Methode dient aufgrund der Ergebnisgenauigkeit lediglich als erste Schätzung. Hierbei legt der Luftfahrzeugtyp als einzige Einflussgröße die Anzahl und Identität des Triebwerks fest. In der erweiterten Methode werden für die Verweilzeiten die flughafenunabhängigen ICAO-Standardwerte für den LTO-Zyklus verwendet, die für alle Flugzeugtypen gleich sind. Zur Quantifizierung des Emissionsindex EI und des „Fuel Flows“ FF werden vorhandene Emissionsdatenbanken herangezogen (s. Tabelle 1 als Beispiel). In der fortgeschrittenen Methode werden diese Werte durch Daten angepasst, die sich speziell auf ein reales oder simuliertes Verkehrsszenario beziehen. Für die entsprechende Modifikation von TIM, EI und FF sind weitere Berechnungsverfahren, wie zum Beispiel die Flugleistungsrechnung mittels EUROCONTROL BADA („Base of Aircraft Data“) aus der Schnellzeitsimulation und für die Betrachtung des gesamten Fluges die „Boeing Fuel Flow Method 2“ für die Anpassung der Emissionsindizes erforderlich [18].

4.1 Ausgabedateien der Schnellzeitsimulation

BADA ist mit den entsprechenden Datenbanken und Tabellen Grundlage für die Flugleistungsrechnung und Flugzeugverhalten in der Schnellzeitsimulation AirTop. In der Version 3.9 sind 338 verschiedene Flugzeugtypen enthalten (da-

von 117 Basistypen und 221 nach Ähnlichkeit verlinkte). Geliefert werden die BADA-Daten von EUROCONTROL in sogenannten „Files“. Beispielsweise können aus den „Operations Performance Files“ (OPF) jedes Basisflugzeugtyps die individuellen Angaben für Masse, Widerstandsbeiwert, Schubkoeffizienten und spezifischem Kraftstoffverbrauch entnommen werden, während im „Performance Table File“ (PTF) die berechneten Geschwindigkeiten, die Steig- und Sinkraten sowie der Kraftstoffverbrauch in unterschiedlichen Höhen für einen bestimmten Flugzustand bereits in einer Tabelle zusammengefasst sind [19]. Entscheidend für die Emissionsberechnung sind im Hinblick auf Gleichung (1) die AirTop-Ausgabedateien für den Flugzeugtyp, Triebwerksanzahl, Flugbewegungen, Kraftstoffverbrauch, die Trajektorien (Position, Höhe, Geschwindigkeit) und die Verweilzeiten in den Phasen des LTO-Zyklus. Diese enthalten allerdings keine Verbrauchsangaben für den Rollvorgang am Flughafen, so dass hierfür Standardwerte verwendet werden müssen.

4.2 Triebwerkszuordnung

Da die Information über das verwendete Triebwerk in den Ausgabedaten der Schnellzeitsimulation fehlt, muss für jedes Flugzeug eine externe Triebwerkszuordnung stattfinden, um mit Hilfe von Gleichung (1) Schadstoffemissionen berechnen zu können. Weil AirTop derzeit mit der

BADA-Datenbank Version 3.9 arbeitet, bilden die dort verwendeten Triebwerksangaben in den OPF-Dateien die Grundlage der Zuweisung (Helikopter und Militärflugzeuge bleiben unberücksichtigt). Eine sinnvolle Zuordnung für jetbetriebene Flugzeuge ab 26,7 kN Standschub über die ICAO-Emissionsdatenbank (s. auch Tabelle 1) ist besonders wichtig, da diese Flugzeugtypen den größten Anteil am Flugverkehr haben und die Emissionsberechnung wesentlich beeinflussen [16]. Bei mehreren in Frage kommenden Triebwerken bzw. UID (Unique Identifier) im Dokument 9649 wurde im Rahmen der Untersuchungen das neueste Triebwerk ausgewählt. Auch wenn hiermit eventuell ein optimistisches, aber zukunftsorientiertes Bild geschaffen wird, erscheint diese Vorgehensweise legitim, da in Deutschland bzw. Europa eine relativ junge Flugzeugflotte betrieben wird. Ist keine Triebwerksinformation in BADA enthalten, so bildet die vorgeschlagene Flugzeug-/Triebwerkskombination im ICAO Doc. 9889 das Entscheidungskriterium [17].

Für alle kolbenmotor- und turbopropbetriebenen Flugzeuge werden veröffentlichte Daten des Schweizerischen Bundesamtes für Zivilluftfahrt (BAZL) und der „Swedish Defense Research Agency (FOI)“ für die Triebwerkszuordnung verwendet [20], [21].

Auf diese Weise konnten für alle in AirTOP zum Einsatz kommenden zivil genutzten Transportflugzeuge Triebwerksinformationen nachvollziehbar erhoben werden und die benötigten Standardwerte zu Emissionsindex und Kraftstoffverbrauch in Flughafennähe zugeordnet werden.

4.3 Berechnung von Schadstoffen unter Verwendung von ICAO-Standardwerten

Unter Verwendung der standardisierten Vorgaben für Verweilzeiten, Schubstellung, Kraftstoffverbrauch und Emissionsindizes (s. Abb. 3 und Tabelle 1) aus den ICAO-Datenbanken kann mit Hilfe der Gleichung (1) in einer vereinfachten Form die Gesamtmenge bis 3000 ft über Grund für die Schadstoffe NO_x, CO und HC für ein Szenario errechnet werden. Es sind dafür nur die Flugbewegungszahlen aus der Simulation und die zuvor beschriebene Triebwerkszuordnung für die einzelnen Flugzeugtypen erforderlich. Die Vorgehensweise entspricht im Wesentlichen der

erweiterten Methode in Tabelle 2. Obwohl der LTO-Zyklus eine Vereinfachung der Realität darstellt, ist er die Grundlage für die erste Abschätzung des Kraftstoffverbrauches und der Emissionen des Luftverkehrs in Bodennähe.

4.4 Berechnung unter Verwendung von simulationsspezifischen Ausgangsdaten

In den nächsten Schritten werden die standardisierten Vorgaben aus dem vorherigen Abschnitt sukzessive durch Ausgangswerte der Schnellzeitsimulation ersetzt. Dies beginnt mit der Verwendung von flughafen- und flugzeugspezifischen Verweilzeiten für die Flugphasen Anflug, Rollen, Start- und Steigvorgang. Weiterhin können Kraftstoffverbräuche aus den BADA-Tabellen übernommen werden (s. Kap.4.1). Für die Betrachtung des Gesamtfluges („Gate to gate“) ist es weiterhin erforderlich die vorgegebenen Emissionsindizes gemäß der BFFM2 durch logarithmische Interpolation, wie in Abb. 4 angedeutet, anzupassen. Dies gilt insbesondere für den En-Route Flug, bei dem Schubhebelstellungen und Kraftstoffverbräuche sehr stark von der Referenz abweichen. Die Vorgehensweise entspricht der fortgeschrittenen Methode in Tabelle 2, die Hauptbestandteil der zugrundeliegenden Diplomarbeit war.

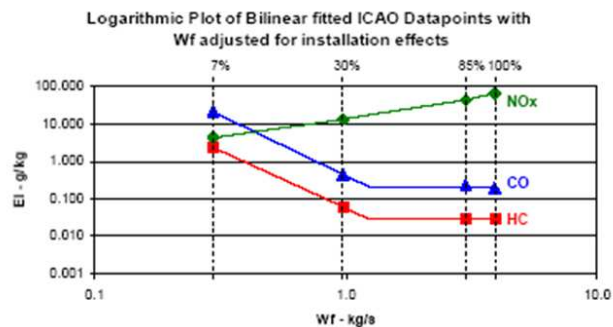


Abb. 4: Beispiel einer linearen bzw. bilinearen Beziehung zwischen den vier standardisierten ICAO-Datenpunkten für das Triebwerk PW4090 [18]

5 Ergebnisse für einen Beispielflughafen und Diskussion

Auf Basis der im vorigen Kapitel beschriebenen Triebwerkszuordnung und unterschiedlichen Berechnungsmethoden werden im folgenden Abschnitt anhand eines Flughafensbeispiels die Emissionen berechnet und diskutiert. Die Analysen werden je nach Detaillierungsgrad der Rech-

nung in unterschiedliche Stufen unterteilt. Stufe 1 bedeutet die Berechnung von Emissionen unter ausschließlicher Verwendung von ICAO-Standardwerten (s. Abb. 3). In Stufe 2 werden in Gleichung (1) die standardisierten Verweilzeiten durch Ergebnisse der Simulation ersetzt. Der nächste Schritt, Stufe 3, bedeutet den zusätzlichen Ersatz der normierten Kraftstoffverbräuche durch simulierte Werte, basierend auf BADA. Die dreistufige Einteilung orientiert sich an Empfehlung der ICAO (s. Tabelle 2).

5.1 Untersuchtes Flughafenszenario

Ausgangslage für die Untersuchungen ist der in AirTOP sehr detailliert modellierte Flughafen Leipzig / Halle mit seinem Parallelbahnsystem und dem dazugehörigen Vorfeld. Die Flugrouten für den An- und Abflug wurden dem Luftfahrt-handbuch entnommen [22]. Analysiert wurde die Hauptbetriebsrichtung BR 26. Innerhalb des vierundzwanzigstündigen Betrachtungszeitraumes, der den verkehrsreichsten Tag des Sektors Thüringen abbildet (30.09.2010 4:00 UTC bis 01.10.2010 4:00 UTC), gab es 120 Starts und 121 Landungen, die von 40 verschiedenen Flugzeugtypen durchgeführt wurden. Tabelle 3 fasst die wesentlichen Informationen des Szenarios zusammen.

5.2 Ergebnisse unter Verwendung des ICAO-LTO-Zyklus (Stufe 1)

Abb. 5 zeigt getrennt nach Flugphasen die auf Basis der Gleichung (1) ermittelten Schadstoffmengen und Kraftstoffverbräuche (FB) für alle Flugbewegungen des Referenztages am Flughafen Leipzig unter Verwendung des ICAO-LTO-Zyklus. Die NO_x , HC und die CO-Emissionen sind unterschiedlich auf die einzelnen Phasen verteilt. Dies liegt zum einen an den verschiedenen Verweilzeiten der Flugzeuge in den einzelnen Betriebsphasen. So ist die Rollphase mit insgesamt 1560 Sekunden die längste Phase des LTO-Zyklus, in der deutlich am meisten Emissionen entstehen. Zum anderen ist die Entstehung der untersuchten Emissionen von der Triebwerkslast abhängig (vgl. Abb. 2). In der Start- und Steigphase entstehen mit 480 kg für den Start bzw. 966 kg für den Steigflug die meisten NO_x -Emissionen. In diesen Phasen fliegen die Flugzeuge mit großem Schub. Bei geringem

Flugzeugtyp	BADA 3.9 Verlinkung	Triebwerk	Anzahl / UID	Starts	Landungen
A124	A345	Trent 553-B1	4 x 8RR044	1	1
A30B		CF6 50C2	2 x 3GE074	9	9
A319		V2522-A5	2 x 10IA011	5	5
A320		V2500-A1	2 x 1IA001	5	5
A321		CFM 56-5B3P	2 x 3CM025	1	1
A388		Trent 970-B4	4 x 8RR046	2	2
AN12	C130	T56-A-15	4 x T56-A-15	1	1
AN26	E120	PW118	2 x PW118	3	5
ATP		PW126A	2 x PW126A	1	1
B733		CFM56-3-B1	2 x 1CM004	6	6
B734		CFM56-3-B1	2 x 1CM004	1	1
B735		CFM56-3-B1	2 x 1CM004	1	1
B738		CFM56-7B26	2 x 8CM051	13	13
B744		CF6-80C2B1F	4 x 2GE045	1	1
B752		RB211-535E4	2 x 5RR038	25	27
B762		CF6-80A2	2 x 1GE012	1	1
B763		PW4060	2 x 1PW043	6	5
B772		TRENT 892	2 x 2RR027	7	5
BE20		PT6A-41	2 x PT6A-41	1	1
C25A	C560	JT15D-5A	2 x 1PW037	0	1
C340	C421	TSIO-520-WB	2 x PF07	1	1
C550		JT15D-4	2 x 1PW036	0	1
CRJ7	CRJ9	CF34-8C5	2 x 8GE110	1	1
CRJ9		CF34-8C5	2 x 8GE110	5	5
DC10		CF6-50C2	3 x 3GE074	1	0
DH8C		PW123B	2 x PW123B	0	1
DH8D		PW150A	2 x PW150A	6	5
E145		AE 3007A1	2 x 6AL007	2	2
E190		CF34-10E6	2 x 10GE131	2	2
F900		TFE731-3	3 x 1AS002	1	1
L188	C160	T56-A-14	2 x T56-A-14	1	1
LJ55	LJ45	TFE 731 22B	2 x 1AS001	1	1
MD11		PW4460	3 x 1PW052	2	2
MD82		JT8D-217C	2 x 4PW070	1	1
PAY4	C510	JT15D-4	2 x 1PW036	1	0
RJ85		LF 507-1F	4 x 1TL004	1	1
SF34		CT7-9B	2 x CT7-9B	1	1
SW3	PAY3	PT6A-41	2 x PT6A-41	1	1
SW4		TPE331-10UA	2 x TPE331-10UA	1	1
T204	T154	D-30KU-154	3 x 1AA004	1	1
TOTAL				120	121

Tabelle 3: Übersicht der Flugzeugtypen mit verwendetem Triebwerk sowie der Anzahl an Starts und Landungen im Beispielszenario

Schub in der Rollphase entsteht vor allem HC und CO. Dies spiegeln die Ergebnisse des Beispieltages wider. In der gesamten Rollphase werden insgesamt 94 Kilogramm HC und 1170 kg CO emittiert. Weiterhin entstanden bei der Verbrennung von 139 t Kerosin 439 t Kohlendioxid innerhalb von 24 h.

Es zeigt sich, dass an Flughäfen mit modernem Fluggerät und relativ kurzen Rollwegen, Stickoxide die größte Herausforderung für die Schadstoffreduktion spielen, während unverbrannte Kohlenwasserstoffe mittlerweile in der Gesamtmenge bedeutungslos geworden sind.

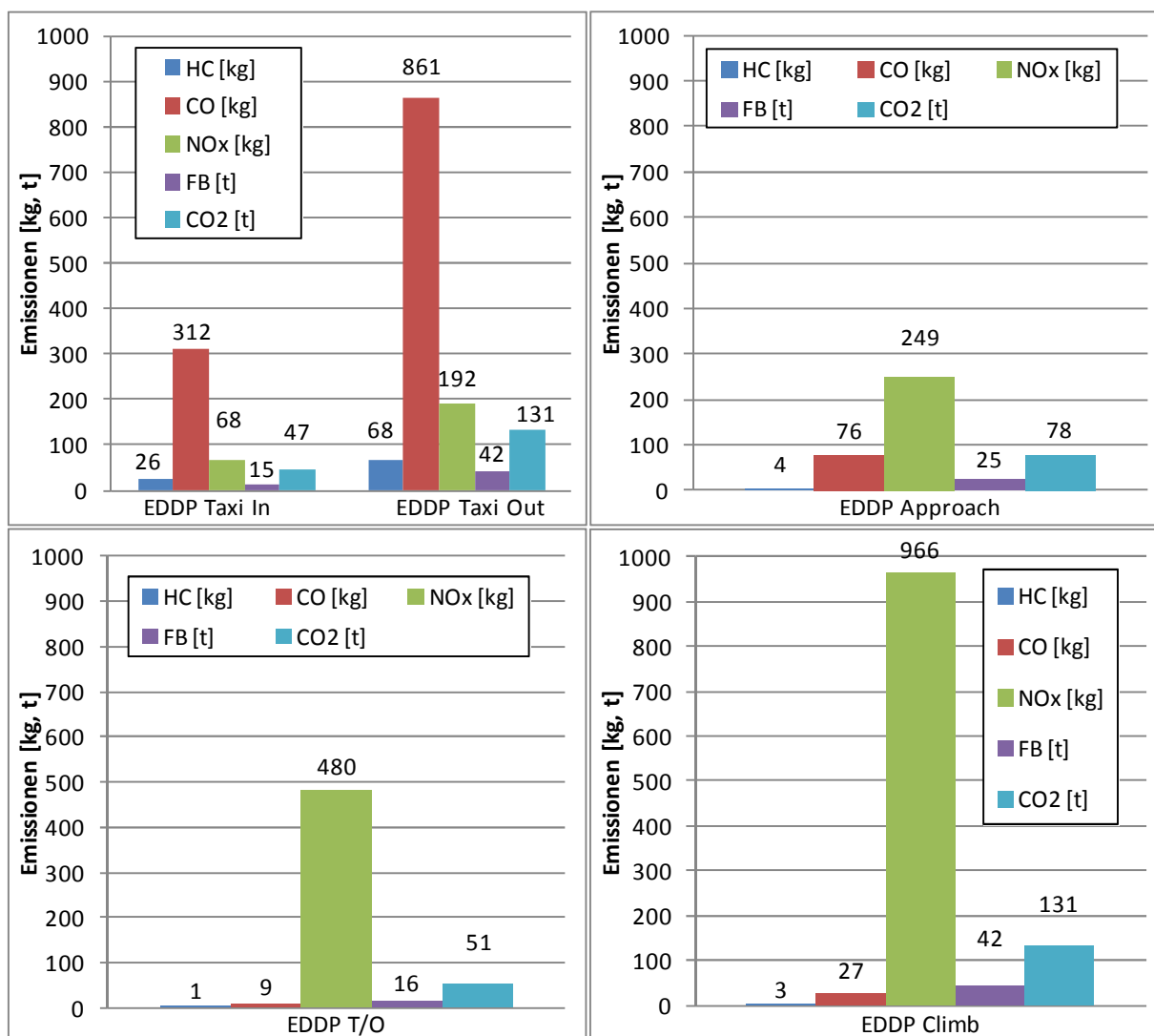


Abb. 5: Ergebnisse für den Beispieltag am Flughafen Leipzig nach ICAO Referenz LTO-Zyklus bis 3000 ft

5.3 Ergebnisse unter Verwendung von Simulationsdaten aus AirTop (Stufen 2 und 3)

Das Anpassen der Verweilzeiten aus den Berechnungen der AirTop-Simulation (Stufe 2) für den Flughafen Leipzig führt zu den in Abb. 6 abgebildeten veränderten Ergebnissen für das Gesamtszenario (Systemgrenze 3000 ft).

Die entsprechenden Phasenzeiten resultieren in erheblichen Verringerungen an HC- und CO-Emissionen um 35 % bzw. 37 %. Die Ursache hierfür liegt in den viel kürzeren Rolldistanzen bzw. Rollzeiten an einem relativ kleinen Flughafen im Vergleich zu den Standardwerten (26 min.), in denen das Triebwerk aufgrund der geringen Schubstellung hauptsächlich HC und CO emittiert. Diese Einsparungen liegen größtenteils in der „Taxi Out“ Phase, deren Verweilzeit pro Flugbewegung im Durchschnitt ca. 12 Minuten

kürzer ist als in der vorherigen Berechnungsmethode (Stufe 1). Die Summe der Verweilzeiten für Start und Steigflug ist im Vergleich zu den Standardwerten kaum verändert; aus diesem Grund sind auch die NO_x-Werte nahezu unverändert. Die verbrauchte Kraftstoffmenge und damit der Kohlenstoffdioxidausstoß konnte um 18% verringert werden. Trotz dieser Abweichungen ist die relative Verteilung der Schadstoffmenge auf die einzelnen Phasen ungefähr gleich geblieben [1].

Die erzeugte Schadstoffemissionsmenge ist laut Gleichung (1) abhängig vom Kraftstoffverbrauch. Im nächsten Schritt (Stufe 3) werden die Standardwerte für den Kraftstoffverbrauch durch Werte aus der AirTop-Simulation für die Flugphasen An- und Abflug ersetzt. Für den Rollvorgang müssen aufgrund fehlender Simulationsdaten weiterhin Standardwerte für den Verbrauch ver-

wendet werden Dies führt zu dem minimalen Unterschied bei den HC- und CO-Emissionen zwischen Stufe 2 und 3 in Abb. 6. Weiterhin zeigt sich, dass die verbrauchte Kraftstoffmenge, die aus dem BADA-Flugleistungsmodell resultiert, für das untersuchte Szenario am Flughafen Leipzig insgesamt weiter gesenkt wurde. Dies liegt insbesondere an den geringeren Verbrauchswerten aus der Schnellzeitsimulation für den Anflug und den Startvorgang, was sich auch in niedrigeren Schadstoffmengen insbesondere bei den Stickoxiden niederschlägt.

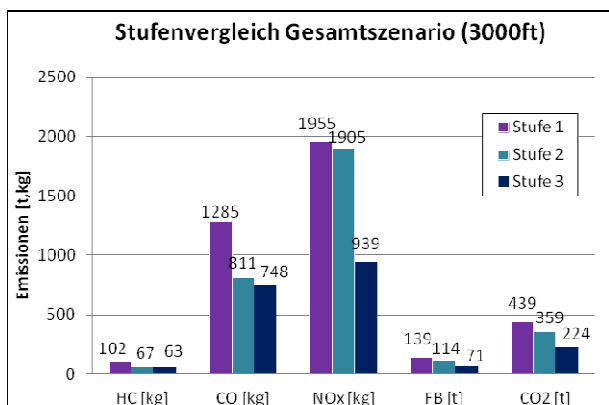


Abb. 6: Ergebnisse für den Beispieltag am Flughafen Leipzig unter Verwendung von Simulationsdaten

6. Zusammenfassung und Ausblick

Mit den vorgestellten wissenschaftlichen Methoden und Ergebnissen ist es innerhalb des Bereiches Forschung und Entwicklung gelungen, Aussagen über die Schadstoffherzeugung durch den Luftverkehr unter Berücksichtigung von Simulationsdaten nach Stand der Technik zeitnah zu erhalten. Auch wenn Schadstoffe derzeit nicht Teil des SES II- Bewertungsschemas (KPA Environment) für die DFS sind, können auf diese Weise flugsicherungsrelevante Änderungen am Rollkonzept sowie an An- und Abflugverfahren (z.B. Point Merge) und deren Auswirkungen auf die lokale Luftqualität in Flughafennähe im Rahmen von Simulationen quantifiziert werden und die bislang üblichen Bewertungsparameter sinnvoll ergänzen. Teile der Berechnung wurden bereits für die Auswertung von Schnellzeitsimulationen automatisiert, so dass nach Durchlauf eines Szenarios innerhalb weniger Stunden umweltrelevante Angaben vorliegen, die dem Auftragge-

ber der Simulation bei Bedarf angeboten werden können.

Die Ergebnisse am Beispiel des Flughafens Leipzig zeigen, dass die Schadstoffberechnung mit ICAO-Standardwerten lediglich zu ersten Schätzungen verwendet werden sollte, da die vor 30 Jahren getroffenen Annahmen heutzutage konservativ erscheinen und die Situation zu negativ bewerten. Dies wird in Studien bestätigt [15]. Heute entstehen durch neue Triebwerkstechnologien, verbessertes Rollverkehrsmanagement und effizientere Flugprofile beim Steigvorgang deutlich kürzere Verweilzeiten, geringere Kraftstoffverbräuche und demzufolge weniger Emissionen im Vergleich zu damals. Insofern ist es unabdingbar, für die genauere Berechnung von Schadstoffen wie aufgezeigt Daten aus den aktuellen Simulationen zu verwenden. Dies trifft besonders auf die Verweilzeiten zu. Der von AirTop ausgegebene Kraftstoffverbrauch auf Basis von BADA, gerade für den Anflug, ist jedoch kritisch zu hinterfragen. Die erhaltenen Werte erscheinen sehr gering. An dieser Stelle sind weitere Genauigkeitsuntersuchungen notwendig.

Weiterhin ist im Rahmen des Projektes geplant, die Betrachtungsgrenzen auf den Gesamtflug auszudehnen und die erarbeiteten Fähigkeiten auch auf die Realzeitsimulationen des Bereiches Forschung und Entwicklung auszuweiten. Derzeit wird gemeinsam mit dem DLR die Validität der theoretischen Basis und der zugrundeliegenden Annahmen untersucht [23]. Zudem sollen auch Lärmaspekte in Zukunft mit berücksichtigt werden.

Abkürzungen

AirTop	Air Traffic Optimizer
ALAQS	Airport Local Air Quality Studies
BADA	Base of Aircraft Data
BFFM2	Boeing Fuel Flow Methode 2
CO	Kohlenstoffmonoxid
DFS	DFS Deutsche Flugsicherung GmbH
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
EDDP	ICAO-Code für den Flughafen Leipzig
EDMS	Emission and Dispersion Modeling System
EI	Emissionsindex
EPR	Engine Pressure Ratio
FABEC	Functional Airspace Block Europe Central

FB	Fuel Burn, dt. verbrannte Kraftstoffmenge
F&E	Forschung und Entwicklung
FF	Fuel Flow, dt. Kraftstoffmassenstrom
FLK	Fluglärmkommission
HC	Hydrogen carbons, Kohlenwasserstoffe
ICAO	International Civil Aviation Organization
iPort	Innovativer Airport
ISA	International Standard Atmosphere
KPA	Key Performance Area
LASPORT	Lagrange Simulation of Aerosol Transport for Airport
LFZ	Luftfahrzeug
LTO	Landing and Take-off Cycle
LuFo	Luftfahrtforschung
LuftVG	Luftverkehrsgesetz
NO _x	Stickoxide
SES	Single European Sky
SESAR	Single European Sky ATM Research
TIM	Time in Mode, dt.: Verweilzeit
TU	Technische Universität
TW	Triebwerk
UID	Unique Identifier (eindeutige Zuweisung eines Codes für ein Triebwerk)
UTC	Universal Time Coordinated

[9]	Gähl, A.: „Analyse und Bewertung von Programmen zur Bestimmung von Schadstoffemissionen im LTO-Zyklus und deren Nutzbarkeit im Rahmen von luftverkehrlichen Schnellzeitsimulationen“, Dresden, März 2011
[10]	Armbruster, J.: „Luftverkehr und Umwelt – Wieviel Mobilität tut uns gut?“, Springer Verlag, 1996
[11]	Amtsblatt der Europäischen Union, RICHTLINIE 2008/50/EG DES EUROPÄISCHEN PARLAMENTS UND DES RATES vom 21. Mai 2008 über Luftqualität und saubere Luft für Europa, Brüssel, 11.06.2008
[12]	Bundesministerium der Justiz, Neununddreißigste Verordnung zur Durchführung des Bundes-Immissionsschutzgesetzes – Verordnung über Luftqualitätsstandards und Emissionshöchstmengen (39. BImSchV), BGBl. I S. 1065, Berlin, 02.08.2010 Link: BImSchV_39
[13]	ICAO, International Standards and Recommended Practices: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation, Environmental Protection, Volume II: Aircraft Engine Emissions, Third Edition, Montreal, Juli.2008
[14]	Unique (Flughafen Zürich), Umweltschutzbroschüre Flugzeuge und Lufthygiene, Zürich, Juni 2007
[15]	Fleuti, E. „Aircraft Engine Emission Reduction Programme Zurich Airport“, Zürich, Dezember 2005
[16]	ICAO Engine Exhaust Emissions Data Bank (Doc 9646), Montreal, Dez. 2011
[17]	ICAO Airport Air Quality Guidance Material (Doc. 9889), Montreal, April 2007
[18]	The Boeing Company; „Fuel Flow Method2 for Estimating Aircraft Emissions“, Doug DuBois and Gerald C. Paynter; 2006-01-1987; Copyright (c) 2006 SAE International; ISSN 0148-7191
[19]	European Organisation for the Safety of Air Navigation; EUROCONTROL Experimental Centre; Unser Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.9; EEC Technical/Scientific Report No. 11/03/08-08; Project BADA; April 2011
[20]	Schweizerisches Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), Kolbenmotoremissionsdatenbank, Messdaten durch FOCA und FAED; Internet: http://www.bazl.admin.ch/fachleute/01169/02432/02433/02588/index.html?lang=de
[21]	Swedish Defence Research Agency (FOI), Turboprop Engine Emission Databank; Daten erhältlich auf Anfrage und Prüfung durch International Coordinating Council of Aerospace Industries Associations (ICCAIA); Internet: http://www.foi.se/FOI/templates/Page_4618.aspx
[22]	Deutsche Flugsicherung GmbH; Luftfahrtthandbuch Deutschland; AD 2 EDDP
[23]	Weitz, P. „Raumbezogene Emissionsauswertung und –darstellung für Luftverkehrssimulationen im Rahmen von EWMS“; Bachelorarbeit; Duale Hochschule Baden-Württemberg Mannheim in Zusammenarbeit mit DLR-FL; 20.09.2010

Referenzen

[1]	Schuppe, A.: „Vergleich von Anflugverfahren an einem deutschen Verkehrsflughafen im Hinblick auf lokale Schadstoffemissionen unter Zuhilfenahme von Daten aus Schnellzeitsimulationen“, Dresden, Dezember 2011
[2]	DFS iPort Vorhabensbeschreibung, Version 1.1 vom 05.05.09. Langen
[3]	EUROCONTROL Institute of Air Navigation Services: „Course – Environment in Air Traffic Management – ENV“, Luxemburg, Oktober 2009
[4]	Committee on Aeronautics Research and Technology for Environmental Compatibility, National Research Council: „For Greener Skies: Reducing Environmental Impacts of Aviation“, Washington, 2002
[5]	SESAR Joint Undertaking: „Development of the SESAR environmental validation framework“, P16.03.01, V00.01.01, Brüssel, Januar 2011
[6]	FABEC Implementation Phase: „Environmental Case“, Annex O, V.1.1.1, Brüssel, April 2012
[7]	DFS Betriebsanweisung Flugverkehrsdienste, Deutsche Ausgabe Langen, November 2010
[8]	Wayson, R.: „Considerations of Air Quality Impacts By Airplane Operation at or above 3000 ft AGL“, John A. Volpe National Transportation Systems Center, Cambridge, September 2000

Impressum:

TE im Fokus - Informationen aus dem Bereich Forschung und Entwicklung der DFS Deutsche Flugsicherung GmbH

TE im Fokus erscheint in der Regel halbjährlich. Dieser Bericht ist elektronisch im Internet (www.dfs.de, Modul Forschung & Entwicklung → Forschungszeitschrift) sowie über das DFS Intranet, Dokumentationsbereich im F&E Portal (<http://forschungszentrum.lgn.dfs.local>) verfügbar. 70 Exemplare werden in gedruckter Form aufgelegt.

Herausgeber: Bereich Forschung und Entwicklung, TE
DFS Deutsche Flugsicherung GmbH
Am DFS-Campus 5
63225 Langen

Redaktion: Dr. Andreas Herber (andreas.herber@dfs.de),
Oliver Haßa (oliver.hassa@dfs.de),
Stefan Tenoort (stefan.tenoort@dfs.de)

Sekretariat: Petra Schuster (petra.schuster@dfs.de)
DFS Deutsche Flugsicherung
Telefon: 06103-707-5751
Telefax: 06103-707-5741

Dieser Zeitschrift ist folgende ISSN (International Standard Serial Number) zugeteilt:

Printversion: ISSN 1861-6364 / Internet-Version: ISSN 1861-6372

DISCLAIMER

Alle hier erwähnten Warenzeichen sind Eigentum ihrer jeweiligen Besitzer. Warenzeichen werden nicht ausdrücklich als solche gekennzeichnet. Aus dem Fehlen von Urheber- oder Markenrechtskennzeichen darf jedoch nicht geschlossen werden, dass es sich um einen nicht geschützten Namen oder um eine nicht geschützte Marke handelt.

COPYRIGHT

Dieses Werk einschließlich aller seiner Teile ist urheberrechtlich geschützt. Jede Verwendung außerhalb der Grenzen des Urheberrechtsgesetzes ist ohne Zustimmung der DFS Deutsche Flugsicherung GmbH unzulässig und wird zivil- und strafrechtlich verfolgt. Das gilt insbesondere für Vervielfältigungen, Übersetzungen, Mikroverfilmungen und die Einspeicherung und Verarbeitung in elektronischen Systemen.

Copyright © 2012 by DFS Deutsche Flugsicherung GmbH - Weitergabe sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadensersatz. Alle Rechte vorbehalten, insbesondere für den Fall der Patenterteilung oder GM-Eintrag.