

FLUGLOTSEN-UNTERSTÜTZUNG FÜR DIE KONFORMITÄTSÜBERWACHUNG UND AKTIVE FÜHRUNG DES LUFTVERKEHRS

O. Ohneiser, S. Beddig
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR),
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Mit der geplanten Einführung einer trajektorienbasierten Flugführung wandelt sich die Rolle der Fluglotsen weg vom aktiven Steuern hin zum Überwachen des Luftverkehrs mit Eingriffen in Notsituationen. Dies beinhaltet u.a. die Kontrolle, ob durch vierdimensionale Trajektorien ausgehandelte Flugmanöver und -wege eingehalten werden. Konventionelle Mensch-Maschine-Schnittstellen bieten bislang kaum Unterstützung für eine solche Konformitätsprüfung. In diesem Paper wird ein Überwachungsunterstützungskonzept vorgestellt, das z.B. Funktionen für laterale, längsseitige und vertikale Konformitätsüberwachung bietet. Mithilfe einer kurzfristigen Flugbahnvorhersage findet eine Detektion potentieller zukünftiger Abweichungen statt. Wirkt der Fluglotse nicht entgegen, werden Warnmeldungen und verschiedene Piktogramme für die jeweiligen Abweichungstypen angezeigt. Der Lotse erhält somit die Möglichkeit, auf Nicht-Konformität frühzeitig zu reagieren und sich bewusst für eine Plan-Abweichung oder die Rückführung auf die alte Trajektorie zu entscheiden.

1. EINLEITUNG

Durch den prognostizierten Anstieg des Luftverkehrsaufkommens [1] werden sich die derzeit schon bestehenden Engpässe an großen Flughäfen vermutlich noch verschärfen. Der Ausbau von Flughäfen ist aufgrund niedriger Akzeptanz in der Bevölkerung durch Umwelt- und Lärmauswirkungen nur schwer durchsetzbar. Über ein effizienteres Luftverkehrsmanagement und eine Harmonisierung des europäischen Luftraumes könnte die Kapazität erhöht werden. Das europäische Forschungs- und Entwicklungsprojekt „SESAR“ (Single European Sky Air Traffic Management (ATM) Research Programme) untersucht unter Federführung der Europäischen Union und EUROCONTROL (European Organisation for the Safety of Air Navigation) mögliche Technologien und Methoden zur Optimierung des Luftverkehrs [1].

Zur Überführung von neuen Verfahren im Luftfahrtmanagement ist vor allem auf die Einbindung der Arbeit von Fluglotsen zu achten. Dazu werden Unterstützungssysteme, wie z.B. der vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelte Anflugplanungssystemprototyp „Four Dimensional Cooperative Arrival Manager“ (4D-CARMA) implementiert. 4D-CARMA führt u.a. die Aufgabe der Trajektorien-Generierung (Planung der Flugbahn) für die einzelnen Luftfahrzeuge aus. Dabei wird eine Anflug-Trajektorie, die ein Luftfahrzeug von seiner aktuellen Position unter Berücksichtigung vorgegebener Randbedingungen zur Landebahnschwelle führt (vierdimensionaler Weg), berechnet. Eine 4D-Trajektorie enthält mindestens Angaben über den Längen- und Breitengrad, die Flughöhe und den Zeitpunkt. Die Trajektorien werden auf Konfliktfreiheit geprüft und anschließend Führungsanweisungen generiert. Die Führungsanweisungen und Konflikte werden dem Fluglotsen über eine Mensch-Maschine-Schnittstelle (Human Machine Interface, HMI) visualisiert. Trotz Unterstützung durch verschiedene Automatisierungssysteme bleibt der Fluglotse letztlich Verantwortlicher für alle Entscheidungen im Luftverkehrsmanagement.

Da die Konflikterkennung und Generierung der Führungsanweisungen auf den geplanten Trajektorien der Luftfahrzeuge beruhen, können Abweichungen von dem vorher berechneten Plan grundsätzlich sicherheitskritisch und darüber hinaus effizienzmindern sein. Folglich ist eine schnelle, eindeutige und präzise Darstellung der Konformitätsüberwachung für den Lotsen essentiell.

Kapitel 2 liefert mit seiner Literaturübersicht eine Analyse von verwandten Arbeiten der Konformitätsüberwachung von Trajektorien. Aufbauend auf der EUROCONTROL-Spezifikation für Monitoring Aids [2], also „Überwachungsunterstützung“, wird dann in Kapitel 3 ein Konzept für die Konformitätsüberwachung sowie die Implementierung der zugehörigen grafischen Darstellung für die Fluglotsen in der Mensch-Maschine-Schnittstelle erläutert. In Kapitel 4 werden die zeitliche Erfassung sowie die Vorteile des Erkennens einer Nicht-Konformität beschrieben. Kapitel 5 fasst die Konzeption, die Umsetzung und die Ergebnisse der in [3] ausführlicher beschriebenen Arbeit zusammen.

2. VERWANDTE ARBEITEN

Als Basis für die Entwicklung des in dieser Arbeit vorgestellten Überwachungsunterstützungskonzepts dienen verschiedene bereits eingesetzte und vorhandene Unterstützungssysteme und Konzepte.

In Reynolds & Hansman [4] wird die Nicht-Konformität eines Luftfahrzeugs durch eine modellbasierte Konformitätsüberwachung festgestellt. Außerdem wird ein Ansatz zur Fehlerberechnung beschrieben, der durch die Normalisierung der Fehlerwerte die Vergleichbarkeit verschiedener Überwachungsstatus herstellt.

Das Unterstützungssystem „Flight Path Monitor“ (FPM) [5] wurde als Forschungstool für bodenbasierte Konformitätsüberprüfung im PHARE-Projekt (Programme for Harmonized ATM Research in Eurocontrol) entwickelt. Der FPM vergleicht die tatsächliche 4D-Position eines Luftfahrzeugs mit der geplanten 4D-Position in der Trajektorie und berechnet die Abweichungen zwischen diesen Positionen.

Es werden sowohl die seitlichen und längsseitigen Abweichungen als auch die Abweichung in der Höhe berechnet. Der FPM benutzt dazu zwei Röhren, die um die geplante Flugbahn gezogen werden. Innerhalb der Vertragsröhre werden die Abweichungen als „klein“ eingestuft. Befindet sich das Luftfahrzeug in der größeren außen umschließenden Röhre, wird die Abweichung als „mittel“ angesehen. Fliegt das Luftfahrzeug außerhalb der definierten Abweichungsröhren, wird die Abweichung als „groß“ bezeichnet und eine Nicht-Konformität festgestellt. In diesem Fall wird davon ausgegangen, dass das Luftfahrzeug nicht mehr selbstständig auf die ursprüngliche Route oder Flugbahn zurückkehren kann

Das „The Australian Advanced Air Traffic System“ (TAAATS) [6] liefert dem Fluglotsen Warnungen über eine laterale oder vertikale Abweichung, wenn Differenzen zwischen den Piloteneinschätzungen und den Systemeinschätzungen existieren oder wenn das Luftfahrzeug unbefugt in einen beschränkten Luftraum eindringt. Mangels Radarabdeckung verwendet das System dazu ADS-B-Daten (Automatic Dependent Surveillance - Broadcast).

Gemeinsam ist diesen Unterstützungssystemen, dass sie dem Lotsen eine HMI-Nachricht anbieten, wenn das Luftfahrzeug von seiner Planung abweicht. Dabei wird jedoch nur trivial auf die Art der Abweichung und eine Nicht-Konformität des Luftfahrzeugs hingewiesen, was teilweise durch verschriftete Hinweise auf den abweichenden Status ergänzt wird.

3. KONZEPT FÜR EINE ÜBERWACHUNGS-UNTERSTÜTZUNG

Das im Folgenden vorgestellte Konzept für die Überwachung von Luftfahrzeug-Trajektorien orientiert sich an der EUROCONTROL-Spezifikation für Monitoring Aids [2]. Das Konzept beinhaltet eine Funktion für die Konformitätsüberwachung, die Flugverlaufskontrolle und das Erzeugen von automatischen Erinnerungen zu signifikanten Zeitpunkten der Flugüberwachung. Zur Reduktion von Warnmeldungen wird dieses Konzept um die Berücksichtigung von bereits gegebenen Lotsenanweisungen erweitert. Die Implementierung erfolgt als eigenständiges Modul des Anflugplanungssystems 4D-CARMA und ersetzt die alte rudimentäre Umsetzung eines Überwachungsmoduls. 4D-CARMA ist, wie auch die Umsetzung der visualisierten Ergebnisse in der Mensch-Maschine-Schnittstelle „Radar-Vision“, in C++ geschrieben.

3.1. Konformitätsüberwachung

4D-CARMA berechnet kontinuierlich neue Zielzeiten und 4D-Trajektorien auf Basis der Radardaten. Bei der Konformitätsüberwachung wird die aktuelle Situation (z.B. Position oder Geschwindigkeit) des beobachteten Luftfahrzeugs mit der geplanten Situation aus der berechneten aktuellen Trajektorie (aT) verglichen. Die Abweichungsüberprüfung beinhaltet drei mögliche Dimensionen. Ein lateraler Abstand ist gegeben, wenn das Luftfahrzeug horizontal „neben“ seiner Plantrajektorie herfliegt. Das Lot, welches von der aktuellen Position zur Trajektorie gefällt werden kann, dient zur Feststellung der Distanz. Eine Abweichung wird als längsseitig bezeichnet, wenn das Luftfahrzeug vor oder hinter seinem Planpunkt fliegt. Der dritte Abweichungstyp wird durch Subtraktion der geplanten und tatsächlichen Höhe als vertikal bezeichnet. Die berechneten Abstände werden dem Fluglotsen bei einer Abweichung vom Plan im HMI angezeigt.

Die alphanumerische Anzeige wird in diesem Konzept zusätzlich um schnell erfassbare grafische Symbole ergänzt. Die Darstellung des Luftfahrzeugs erfolgt analog zu Friedman-Berg et al. [7] als Dreieck. Damit können die Position und der Kurs des Luftfahrzeugs in einem Symbol visualisiert werden. Zusätzlich wurden zur Verdeutlichung der aktuellen Richtung Kreise hinter dem Dreieck gezeichnet, die die entgegengesetzte Richtung zum aktuellen Kurs darstellen. In BILD 1 ist die Standard-Darstellung im HMI ohne Konformitätsanzeigen zu sehen.



BILD 1. Anzeige eines Luftfahrzeugs im HMI

Mit der in BILD 1 angezeigten grünen Linie werden das Label und das Symbol des Luftfahrzeugs, das sich auf einer Trajektorie bewegt, verbunden. Das Label beinhaltet Informationen über die aktuelle Sequenznummer (5), das Callsign (DLH123), den Typ (Airbus 320) und die Gewichtsklasse (M = Medium). In der dritten Zeile sind Höhe und Geschwindigkeit dargestellt. Die aktuelle Flughöhe (FL 80) und Geschwindigkeit (222 KT) stehen jeweils links neben der farblich hinterlegten letzten angewiesenen Flughöhe (FL 70) und Geschwindigkeit (220 KT). In der vierten Labelzeile werden im Falle einer Meldung die gemessene Abweichung sowie der erlaubte Grenzwert¹ farblich hervorgehoben hinzugefügt. Zur Berechnung der Abweichungen wird grundsätzlich Formel (1) benutzt. Damit ist es möglich, jede Abweichungsart analog zu behandeln und einen vergleichbaren einheitenlosen Fehlerwert (FW) zu berechnen:

$$(1) \quad FW_{S,T} = \frac{|S_{av} - S_{ev}|}{GW_S}$$

Ein Fehlerwert bezieht sich jeweils auf einen beobachteten Status S und einen Trajektorientypen T . Der Zähler berechnet sich als Betrag der Differenz zwischen dem Statuswert des aktuellen Verhaltens S_{av} und des erwarteten Verhaltens S_{ev} . Der Nenner beinhaltet einen festgelegten Grenzwert (GW) für den beobachteten Status S . Der Quotient kann als Ergebnis des Fehlerwertes in unterschiedlich zu behandelnde Wertebereiche aufgeteilt werden. Der berechnete Fehlerwert hat für alle verschiedenen überwachten Status dieselbe Auswirkung. Durch den Betrag im Zähler ist das Resultat in der aufgeführten Variante der Formel stets positiv. Die Unterscheidung zwischen Konformität und Nicht-Konformität wird wie folgt anhand empirischer Ergebnisse definiert:

- $0 \leq FW_{S,T} \leq 0.9$
→ Das Luftfahrzeug ist konform.
- $0.9 < FW_{S,T} \leq 1$
→ Das Luftfahrzeug ist zwar konform; es empfiehlt sich jedoch eine genauere Beobachtung.

¹ Eine Liste aller Grenzwerte und Meldungen zeigt TAB 1.

- $FW_{S,T} > 1$
→ Das Luftfahrzeug ist nicht konform.

Für andere Status ist es jedoch sinnvoll beispielsweise nicht nur über eine Höhenabweichung Bescheid zu wissen, sondern auch, ob eine Über- oder Unterschreitung vorliegt. Dazu kann die Betragbildung im Zähler entsprechend Formel (2) eliminiert werden:

$$(2) \quad FW_{S,T} = \frac{S_{av} - S_{el}}{GW_S}$$

Die Interpretation eines möglichen negativen Fehlerwertes wird für einige Vergleichsfälle in den folgenden Abschnitten erläutert. Die Konformitätseinteilung kann an der 0 im Zahlenstrahl in den negativen Wertebereich gespiegelt werden. Resultierende Aktionen bei einem Fehlerwert größer 0.9 oder kleiner -0.9 könnten das Berechnen einer neuen Trajektorie oder die Warnung vor einer bevorstehenden Abweichung im HMI sein.

Um den Fluglotsen vor einer bevorstehenden Abweichung unter Nutzung aller vorliegenden Daten sinnvoll zu warnen, wird zusätzlich ein Fehlerwert für die zukünftige Flugbahn des Luftfahrzeugs berechnet. Diese wird von einer Funktion zur kurzfristigen Flugbahnvorhersage geliefert. Die so genannte „Short Term Flight Prediction“ nutzt die aktuellen Informationen des Luftfahrzeugs wie Kurs, Höhe und Geschwindigkeit und leitet die prognostizierte zukünftige Flugbahn davon ab. Die Dauer der Vorhersagezeit für die als taktische Trajektorie (tT) bezeichnete zukünftige Flugbahn ist dabei variabel einstellbar. Als Standardwert haben wir 30 Sekunden gewählt. Für die Berechnung des Fehlerwertes wird die Endposition der vorhergesagten Flugbahn verwendet und mit der Planung bzw. den Freigaben zu diesem Zeitpunkt verglichen. Dadurch kann ein bereits durchgeführtes Gegensteuern auf erfasste Abweichungen berücksichtigt und unnötige Warnungen vermieden werden. Als Trajektorientypen kommen somit die aktuelle Trajektorie aT und die taktische Trajektorie tT in Betracht.

3.1.1. Laterale Konformitätsüberwachung

Die Aufgaben der lateralen Konformitätsüberwachung umfassen die Berechnung der lateralen Abweichung und der Kursabweichung. Der Fehlerwert der Kursabweichung ($S = HDEV$; *Heading Deviation*) wird durch Division der Differenz aus aktuellem und geplantem Kurs der Trajektorie nach Formel (1) ermittelt. Der Fehlerwert liegt in einem der folgenden Bereiche:

- $0 \leq FW_{HDEV,aT} \leq 0.9$
→ Es liegt ggf. eine tolerable Kursabweichung vor.
- $0.9 < FW_{HDEV,aT} \leq 1$
→ Die aktuelle Kursabweichung befindet sich innerhalb der Toleranz. Es wird eine Meldung über eine potentielle Kursabweichung erstellt.
- $FW_{HDEV,aT} > 1$
→ Die Kursabweichung liegt über der Toleranzgrenze. Es wird eine Warnmeldung über eine Kursabweichung erstellt.

In BILD 2 wird die zugehörige Darstellung im HMI gezeigt. Links ist die Warnmeldung über eine potentielle zukünftige Abweichung gelb, rechts über eine vorliegende Abweichung nicht winkelkorreliert rot kodiert.

Die vierte Labelzeile beinhaltet die existierende Abweichung in Grad sowie den erlaubten Grenzwert. Der farbige Strich deutet die Winkelabweichung auf dem Radarbildschirm an.



BILD 2. Kursabweichung im HMI in [°]

Für die Bestimmung der lateralen Abweichung ($S = LDEV$; *Lateral Deviation*) zwischen der aktuellen realen Position und der erwarteten Position des Luftfahrzeugs auf der aktuellen Trajektorie wird auf dieser ein Referenzpunkt ermittelt. Der Referenzpunkt ist der Punkt auf der Trajektorie, der der aktuellen Position des Luftfahrzeugs am nächsten liegt. Um eine neue Trajektorienrechnung auszulösen, muss zusätzlich zur Kursabweichung auch eine laterale Abweichung der taktischen Trajektorie vorliegen. Dazu wird für den Endpunkt der taktischen Trajektorie ebenfalls ein Referenzpunkt auf der geplanten Trajektorie bestimmt. Dieser Referenzpunkt liegt dem Endpunkt der taktischen Trajektorie am nächsten.

Die laterale Abweichung berechnet sich analog als Abstand der beiden zu vergleichenden Positionen. Die Fehlerwerte der lateralen Abweichung sind in ähnliche Bereiche aufgeteilt wie bei der Kursüberwachung. Zusätzlich wird jedoch der Fehlerwert der taktischen Trajektorie berücksichtigt:

- $0 \leq FW_{LDEV,aT} \leq 0.9$ und $FW_{LDEV,tT} \leq 1$
→ Es liegt ggf. eine tolerable laterale Abweichung vor.
- $0.9 < FW_{LDEV,aT} \leq 1$ oder $FW_{LDEV,tT} > 1$
→ Die laterale Abweichung vom Referenzpunkt befindet sich innerhalb der Toleranz bzw. die laterale Abweichung der taktischen Trajektorie liegt außerhalb der Toleranzgrenze. Es wird eine Meldung über eine potentielle laterale Abweichung erstellt.
- $FW_{LDEV,aT} > 1$
→ Die laterale Abweichung vom Referenzpunkt liegt über der Toleranzgrenze. Es wird eine Warnmeldung über eine laterale Abweichung erstellt und eine neue Trajektorie berechnet.

In BILD 3 wird die grafische Anzeige einer lateralen Abweichung in nautischen Meilen gezeigt.

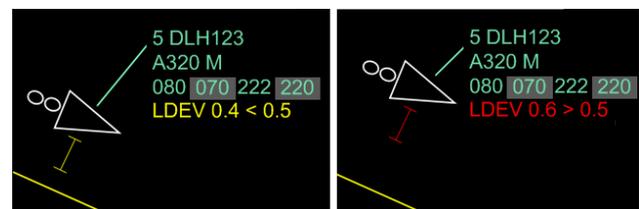


BILD 3. Laterale Abweichung im HMI in [NM]

Die linke Darstellung visualisiert den zuvor beschriebenen „mittleren“ Aufzählungspunkt und weist den Fluglotsen mithilfe eines gelben Abstandshalters in Richtung der geplanten Trajektorie und durch Färben der alphanumerischen Anzeige auf eine bevorstehende laterale Abweichung hin. In der rechten Abbildung ist die laterale Abweichung bereits eingetreten.

Dies wird dem Lotsen durch rotes Färben des Abstandshalters und der alphanumerischen Anzeige demonstriert. Die Länge des Abstandshalters besitzt jedoch keine Korrelation zur Größe der lateralen Abweichung.

3.1.2. Längsseitige Konformitätsüberwachung

Die Aufgaben der längsseitigen Konformitätsüberwachung sind die Ermittlung der längsseitigen Abstandsabweichung sowie der Zeit- und Geschwindigkeitsabweichung. Bei jedem dieser Überwachungsstatus kann der berechnete Fehlerwert FW nach Formel (2) negativ werden. Dies weist den Fluglotsen darauf hin, dass ein Luftfahrzeug den geplanten Wegpunkt zu aktuell Zeit noch nicht erreicht hat, das Luftfahrzeug zu spät oder zu langsam ist. Ein positiver Fehlerwert impliziert, dass ein Luftfahrzeug den geplanten Wegpunkt bereits hinter sich gelassen hat, das Luftfahrzeug also zu früh oder zu schnell ist.

Bei der längsseitigen Konformitätsüberwachung wird die zukünftige Position am Endpunkt der taktischen Trajektorie bei den Berechnungen der längsseitigen Abstandabweichung, der zeitlichen Abweichung und des entsprechenden Fehlerwertes berücksichtigt. Für die längsseitige Abstandsabweichung ($S = LoDEV$; *Longitudinal Deviation*) wird zur Berechnung des Fehlerwertes Formel (2) entsprechend des untersuchten Status abgeändert. Für die aktuelle Position wird Formel (3) und für die Position des Punktes der taktischen Trajektorie Formel (4) verwendet. Der Zähler beinhaltet dabei keine stets positive Distanz zwischen zwei Punkten, sondern den vorzeichenbehafteten Positionsunterschied zwischen den beiden in Flugrichtung betrachteten Punkten:

$$(3) \quad FW_{LoDEV, aT} = \frac{AP_{aZ} - EP_{aZ}}{GW_{LoDEV}}$$

$$(4) \quad FW_{LoDEV, tT} = \frac{AP_{tZ} - EP_{tZ}}{GW_{LoDEV}}$$

Zunächst wird die Differenz zwischen der aktuellen Position zum aktuellen Zeitpunkt ($S_{aV} = AP_{aZ}$) und der erwarteten Position, an dem sich das Luftfahrzeug zum aktuellen Zeitpunkt befinden sollte ($S_{eV} = EP_{aZ}$) gebildet. Anschließend berechnet sich der Fehlerwert als Quotient aus der Differenz und dem entsprechenden Grenzwert (GW_{LoDEV}) der längsseitigen Abweichung. Mithilfe des zuvor ermittelten Referenzpunktes auf der Trajektorie wird festgestellt, ob das Luftfahrzeug den Wegpunkt, den es zum aktuellen Zeitpunkt auf der Trajektorie einnehmen sollte, bereits erreicht hat. Dies geschieht indem geprüft wird, ob die Zeit des Referenzpunktes kleiner ist als die aktuelle Zeit. In diesem Fall wird der Fehlerwert negativ. Ist die Zeit am Referenzpunkt größer als die aktuelle Zeit, bleibt der Fehlerwert positiv. Die Berechnung des Fehlerwertes der taktischen Trajektorie erfolgt mit Hilfe der berechneten aktuellen Position zum taktischen Zeitpunkt (AP_{tZ}) und der erwarteten Position zum taktischen Zeitpunkt (EP_{tZ}).

Analog zur längsseitigen Abweichung wird bei der zeitlichen Abweichung ($S = TDEV$; *Time Deviation*) verfahren. Für die Berechnung wird die Differenz aus der aktuellen Zeit am aktuellen Punkt ($S_{aV} = AZ_{aP}$) und dem Zeitpunkt des berechneten erwarteten Referenzpunktes zur erwarteten Zeit ($S_{eV} = EZ_{eP}$) mit Formel (2) berechnet. Das jeweilige Resultat wird anschließend den folgenden Intervallen zugeordnet:

- $-0.9 \leq FW_{LoDEV/TDEV, aT} \leq 0.9$ und $-1 \leq FW_{LoDEV/TDEV, tT} \leq 1$

→ Es liegt ggf. eine tolerable längsseitige/zeitliche Abweichung vor.

- $0.9 < FW_{LoDEV/TDEV, aT} \leq 1$ oder $-1 \leq FW_{LoDEV/TDEV, aT} < -0.9$ oder $FW_{LoDEV/TDEV, tT} > 1$ oder $FW_{LoDEV/TDEV, tT} < -1$

→ Die längsseitige/zeitliche Abweichung ist innerhalb der Toleranz oder der Fehlerwert der zukünftigen Position ist außerhalb der Toleranzgrenze. Dann würde dem Lotsen eine Meldung über eine bevorstehende längsseitige/zeitliche Abweichung angezeigt.

- $FW_{LoDEV/TDEV, aT} > 1$ oder $FW_{LoDEV/TDEV, aT} < -1$
- Die längsseitige/zeitliche Abweichung ist außerhalb der Toleranzgrenze. Es wird eine Warnmeldung über die längsseitige/zeitliche Abweichung angezeigt und eine neue Trajektorienrechnung ausgelöst.

In BILD 4 zeigt die linke Darstellung eine potentielle und die rechte eine bereits eingetretene längsseitige Abweichung. Außerdem existiert rechts der Fall eines negativen Fehlerwertes, wobei das Luftfahrzeug den geplanten Wegpunkt auf der Trajektorie noch nicht erreicht hat. In beiden Fällen wird die Abweichung durch einen Strich zum Referenzpunkt auf der Trajektorie dargestellt, an dem sich das Luftfahrzeug laut Planung befinden sollte.

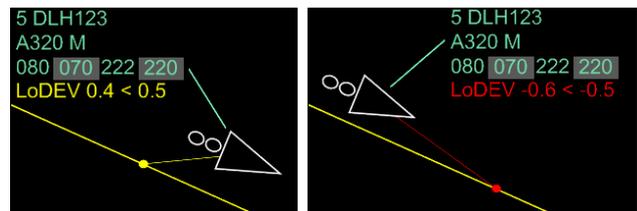


BILD 4. Längsseitige Abweichung im HMI (zu weit vorne bzw. hinten) in [NM]

In BILD 5 visualisiert die linke Abbildung durch eine gelbe Uhr mit der Zeit 11:55 und der alphanumerischen Anzeige in gelb, eine bevorstehende zeitliche Abweichung. Rechts wird der Fall gezeigt, dass die Abweichung bereits eingetreten ist. Die Uhr mit der Anzeige 12:05 Uhr sowie die alphanumerische Anzeige werden rot gefärbt.



BILD 5. Zeitabweichung im HMI (zu früh bzw. zu spät) in [s]

Der dritte Status, der bei der längsseitigen Konformitätsüberwachung geprüft wird, ist die Geschwindigkeit ($S = SDEV$; *Speed Deviation*). Bei der Geschwindigkeitsüberwachung kann der berechnete Fehlerwert ebenfalls einen negativen Wert annehmen, um auf eine zu hohe bzw. zu niedrige Geschwindigkeit hinzuweisen. Die Geschwindigkeitsüberwachung ist eine Besonderheit bei der längsseitigen Konformitätsüberwachung, da bei ihr weder die zukünftige Position beachtet, noch eine neue Trajektorienrechnung ausgelöst wird. Sie dient nur als Hinweis für die Fluglotsen im HMI. Die Berechnung des Abweichungswertes erfolgt durch Division der Differenz aus aktueller Geschwindigkeit ($S_{aV} = AG_{aP}$) und Geschwindigkeit am Referenzpunkt auf der Trajektorie ($S_{eV} = EG_{eP}$) durch einen definierten Grenzwert (GW_{SDEV}).

Der Fehlerwert kann nach der Berechnung einem der folgenden Bereiche zugeordnet werden:

- $-0.9 \leq FW_{SDEV,aT} \leq 0.9$
→ Es liegt ggf. ein tolerabler Geschwindigkeitsfehler vor.
- $0.9 < FW_{SDEV,aT} \leq 1$ oder $-1 \leq FW_{SDEV,aT} < -0.9$
→ Die Geschwindigkeitsabweichung befindet sich noch innerhalb der Toleranz. Es wird dem Fluglotsen eine Meldung über eine bevorstehende Geschwindigkeitsabweichung im HMI angezeigt.
- $FW_{SDEV,aT} > 1$ oder $FW_{SDEV,aT} < -1$
→ Die Geschwindigkeitsabweichung ist außerhalb der Toleranzgrenze. Dem Fluglotsen wird eine Meldung über die Geschwindigkeitsabweichung angezeigt.



BILD 6. Geschwindigkeitsabweichung im HMI (zu schnell bzw. zu langsam) in [K7]

Die Visualisierung der Geschwindigkeitsabweichung zeigt BILD 6. Die linke Darstellung symbolisiert durch gelbe Flammen am hinteren Ende des Dreiecksymbols, dass eine Geschwindigkeitsüberschreitung bevorsteht. Im rechten Bild ist die Geschwindigkeitsunterschreitung bereits eingetreten, weswegen ein roter Fallschirm abgebildet ist. Es ist zu beachten, dass die Symbole den aktuellen Zustand widerspiegeln und dem Fluglotsen keine Empfehlungen geben sollen. Demzufolge deutet ein Fallschirm auf eine zu langsame Geschwindigkeit hin und soll den Fluglotsen nicht dazu animieren, die Geschwindigkeit durch den Piloten verringern zu lassen.

3.1.3. Vertikale Konformitätsüberwachung

Zu den Aufgaben der vertikalen Konformitätsüberwachung zählen die Berechnung der vertikalen Abweichung der aktuellen Höhe zur geplanten Höhe und das Erkennen eines Level Busts nach Formel (2). Ein Level Bust bezeichnet das zunehmende Unterschreiten oder Übersteigen einer freigegebenen Flugfläche. Damit verbunden ist die Überprüfung der aktuellen Steig- bzw. Sinkrate. Ebenso wie die laterale und längsseitige Konformitätsüberwachung verwendet die vertikale Konformitätsüberwachung die zukünftige Position des Luftfahrzeugs, um eine Abweichung in der Höhe möglichst früh zu erkennen.

Bei der Berechnung des Fehlerwertes der vertikalen Abweichung ($S = VDEV$; Vertical Deviation) wird die Differenz aus der aktuellen Flughöhe ($S_{aV} = AH_{aP}$) und der erwarteten Flughöhe am zuvor berechneten Referenzpunkt ($S_{eV} = EH_{eP}$) durch einen entsprechenden Grenzwert (GW_{VDEV}) geteilt. Auch hier kann der Fehlerwert einen negativen Wert für eine zu niedrige Flughöhe annehmen. Ein positiver Fehlerwert weist auf eine zu hohe Flughöhe hin. Zusätzlich zum Fehlerwert wird für die Erkennung eines Level Busts die Steig- bzw. Sinkrate (SR) berücksichtigt. Der berechnete Fehlerwert kann in folgende Intervalle eingeordnet werden:

- $-0.9 \leq FW_{VDEV,aT} \leq 0.9$ und $-1 \leq FW_{VDEV,tT} \leq 1$
→ Es liegt ggf. eine tolerable vertikale Abweichung vor.

- $(0.9 < FW_{VDEV,aT} \leq 1$ und $SR > 0)$ oder $(-1 \leq FW_{VDEV,aT} < -0.9$ und $SR < 0)$ oder $FW_{VDEV,tT} > 1$ oder $FW_{VDEV,tT} < -1$
→ Die vertikale Abweichung befindet sich innerhalb der Toleranz. Es wird jedoch zusätzlich zu einer bevorstehenden vertikalen Abweichung eine Meldung über einen potentiellen Level Bust erstellt.
- $(FW_{VDEV,aT} > 1$ und $SR \leq 0)$ oder $(FW_{VDEV,aT} < -1$ und $SR \geq 0)$
→ Die aktuelle Flughöhe liegt über bzw. unter der freigegebenen Flughöhe. Es wird eine Warnung über eine vertikale Abweichung erstellt und eine neue Trajektorienrechnung ausgelöst.
- $(FW_{VDEV,aT} > 1$ und $SR > 0)$ oder $(FW_{VDEV,aT} < -1$ und $SR < 0)$
→ Die aktuelle Flughöhe liegt über bzw. unter der freigegebenen Flughöhe. Es wird eine Warnung über einen Level Bust erstellt und eine neue Trajektorienrechnung ausgelöst.

In BILD 7 ist die Anzeige im HMI bei einer vertikalen Abweichung zu sehen. In der linken Darstellung weicht das Luftfahrzeug nach unten ab, befindet sich aber noch innerhalb der Toleranz. Eine bevorstehende Abweichung wird dem Fluglotsen durch Verkleinern des Luftfahrzeugsymbols sowie Färben der Ränder und der alphanumerischen Anzeige in gelb visualisiert. Ist eine Abweichung nach oben bereits eingetreten, wird der Rand des Dreiecks und die alphanumerische Anzeige wie in der rechten Abbildung in rot gefärbt.



BILD 7. Vertikale Abweichung im HMI (zu niedrig bzw. zu hoch) in [FL]

In BILD 8 wird die Anzeige eines Level Busts unterhalb der freigegebenen Flughöhe dargestellt. Die Abbildung ähnelt der vertikalen Abweichung. Allerdings wird auch das Innere des Dreiecks in der entsprechenden Farbe eingefärbt. Zusätzlich erscheint in der alphanumerischen Anzeige die Abkürzung LVL BUST (Level Bust).

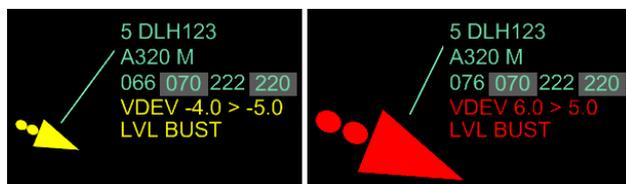


BILD 8. Level Bust im HMI unterhalb bzw. oberhalb der freigegebenen Flughöhe

3.2. Flugverlaufskontrolle

Die Flugverlaufskontrolle dient entsprechend der EUROCONTROL-Spezifikation [2] der Erkennung von signifikanten Flugevents des beobachteten Luftfahrzeugs. Dazu gehören die Start- und Landeerkenennung sowie das Ein- und Austreten in bzw. aus Sektoren.

3.2.1. Starterkennung

Der Start eines Luftfahrzeugs wird dadurch erkannt, dass Radar-Daten von einem Luftfahrzeug vorliegen, welches bisher noch keine Positionsdaten besaß. Außerdem muss es sich innerhalb einer vordefinierten Distanz zum Abflughafen befinden.

Das System weist dem Luftfahrzeug automatisch den Status „gestartet“ zu und informiert den Fluglotsen über eine entsprechende Anzeige zum Statuswechsel in der Mensch-Maschine-Schnittstelle.

3.2.2. Landeerkennung

Die Landung eines Luftfahrzeugs wird detektiert, indem die Radarerkenntnis eines Luftfahrzeugs dauerhaft beendet ist. Außerdem muss das Luftfahrzeug beim letzten Radar-Datum innerhalb einer vordefinierten Distanz zum Flughafen gewesen sein. Das System weist dem Luftfahrzeug automatisch den Status „gelandet“ zu und gibt dem Fluglotsen eine entsprechende Meldung über den Statuswechsel.

3.2.3. Erkennen von Sektoren

Zur Identifizierung wird in diesem Konzept ein einfaches Modell verwendet.

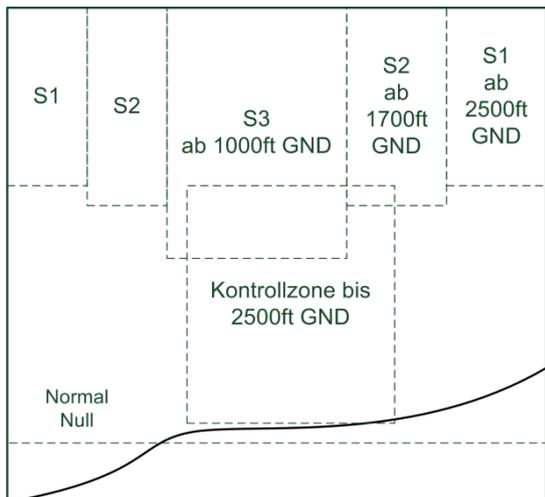


BILD 9. Beispiel der vertikalen Struktur eines Nahverkehrsbereiches nach [8]

In BILD 9 ist die Unterteilung eines Nahverkehrsbereiches in Sektor S1, S2 und S3 sowie die vertikale Ausdehnung zu sehen. Die seitliche Ausdehnung der TMA ist vom jeweils betrachteten Flughafen abhängig. Um ein Luftfahrzeug einem dieser Sektoren zuordnen zu können, muss es sich im Umkreis des TMA-Bereichs befinden. Ein Luftfahrzeug fliegt je nach Höhe sowie Breiten- und Längsgrad in genau einem der Sektoren. Alle Höhenangaben in BILD 9 werden über Grund (GND) angegeben.

3.3. Automatische Erinnerungen

Die automatischen Erinnerungen sollen den Fluglotsen auf folgende Aufgaben hinweisen:

- Richtungswechsel
- Top of Descent
- Übergabe an den nächsten kontrollierenden Sektor
- Manuelle Koordinierung

3.4. Berücksichtigung von Lotsenkommandos

Zusätzlich zu dem bisher vorgestellten Konzept werden nun bereits gegebene Lotsenanweisungen berücksichtigt. Diese sollen dazu dienen, die Häufigkeit der Meldungen für potentielle und bereits eingetretene Abweichungen zu reduzieren. Die wichtigsten Befehle, die hier betrachtet und in 4D-CARMA genutzt werden, sind im Folgenden aufgeführt:

- GESCHWINDIGKEIT [REDUCE, ACCELERATE], das Luftfahrzeug soll seine Geschwindigkeit verringern bzw. erhöhen.
- HÖHE [DESCEND, CLIMB], das Luftfahrzeug soll in seiner Flughöhe sinken bzw. steigen.
- KURS [HEADING, TURN_LEFT, TURN_RIGHT, TURN_LEFT_HEADING, TURN_RIGHT_HEADING, TURN_LEFT_BY, TURN_RIGHT_BY, DIRECT_TO, TRANSITION, HOLDING, LEAVE_HOLDING], das Luftfahrzeug soll seine Flugrichtung durch Links- bzw. Rechtsdrehung, Angabe von neuem Winkel, Kurs, Wegpunkt bzw. Route oder auf Grund eines Holding-Manövers verändern.

Ein Lotsenkommando (LK) kann beispielsweise die Information „REDUCE 220“ enthalten. Dies würde bedeuten, dass das Luftfahrzeug die Geschwindigkeit auf 220 Knoten reduzieren soll. Die exakten Werte werden in diesem Konzept aber nicht weiter betrachtet. Stattdessen wird ein simples Modell, welches sich nur auf die gegebene Art der Befehle bezieht, verwendet.

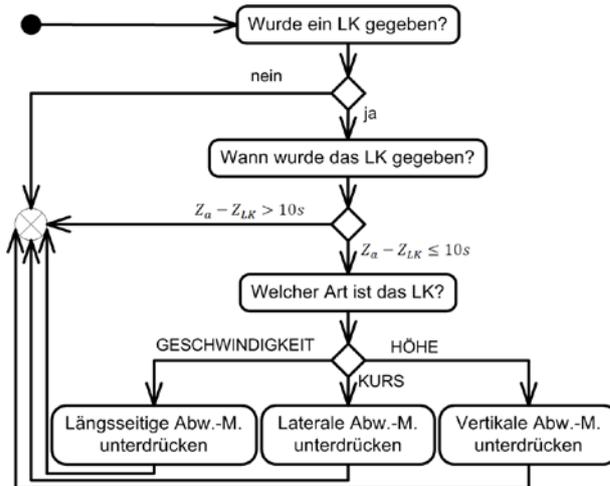


BILD 10. Prüfungsablauf bei der Berücksichtigung von bereits gegebenen Lotsenkommandos

In BILD 10 sind dieses Modell und der Vorgang bei der Berücksichtigung von Lotsenkommandos zu sehen. Zunächst wird überprüft, ob ein Kommando gegeben wurde. Ist dies der Fall, wird kontrolliert, ob der Zeitpunkt des gegebenen Lotsenkommandos Z_{LK} maximal 10 Sekunden vom aktuellen Zeitpunkt Z_a entfernt ist. Liegt der Zeitpunkt des Kommandos innerhalb der Toleranz, wird die Art des Befehls geprüft und die zugehörige längsseitige, laterale oder vertikale Abweichungsmeldung (Abw.-M.) unterdrückt. In diesem Modell wird die Sinnhaftigkeit der Lotsenbefehle nicht kontrolliert. Jegliches konkret beeinflussende Lotsenkommando führt zum Aussortieren einer korrespondierenden Meldung. So würde eine Kursabweichungsmeldung bei einer zeitnah vorangegangenen HEADING-Anweisung des Lotsen nicht angezeigt werden.

Es wird davon ausgegangen, dass ein Lotse bei einem potentiell warnungsbeeinflussenden Kommando genügend Situationsbewusstsein besitzt. Somit wird unterstellt, dass er das Luftfahrzeug entweder bewusst zurück auf die geplante Trajektorie führt oder absichtlich eine Abweichung vornimmt und einen anderen Plan verfolgt. In diesen Fällen werden die dann wahrscheinlich obsoleten Abweichungsmeldungen und Warnungen unterdrückt.

3.5. Übersicht und Bedienung im HMI

Eine Gesamtübersicht der festgelegten Grenzwerte und alphanumerischen Anzeigen im HMI liefert TAB 1.

Abkürzung	Abweichung	Einheit	Grenzwert
HDEV	Kurs	Grad	5°
LDEV	Lateral	NM	0.5 NM
LoDEV	Längsseitig	NM	± 0.5 NM
LVL BUST	Höhenänderung	-	-
SDEV	Geschwindigkeit	KT	±10 KT
TDEV	Zeit	s	±10 s
VDEV	Höhe	FL	± 5 FL

TAB 1. Übersicht der alphanumerischen Konformitätsanzeigen und Grenzwerte

Die alphanumerische Anzeige für die im jeweiligen Status eingetretene Abweichung stellt lediglich eine Ergänzung zu den Piktogrammen dar. Beim Entwurf der Symbole wurde darauf geachtet, dass diese möglichst intuitiv erfasst werden können. Des Weiteren sollen sich die einzelnen Symbole nach Möglichkeit nicht gegenseitig überlagern. In BILD 11 wird ein Szenario gezeigt, bei dem ein Luftfahrzeug in fast jedem überwachten Status von seiner Planung abweicht. An diesem Beispiel wird sehr gut deutlich, dass zusätzlich zu den Symbolen die Bedienung des HMI überarbeitet werden muss. Wenn ein Fluglotse mehrere Luftfahrzeuge gleichzeitig überwacht, kann der Radarbildschirm mit dieser in BILD 11 gezeigten Darstellung überladen wirken. Aus diesem Grund wurde dem Lotsen die Möglichkeit gegeben, nach Bedarf durch Anklicken des Luftfahrzeugsymbols die Abweichungen einzelner Luftfahrzeuge anzuzeigen oder auszublenden.



BILD 11. Abweichungskombinationen im HMI

In BILD 12 wird dabei das neue Bedienungskonzept im HMI gezeigt. Ein Luftfahrzeug, bei dem keine Abweichungen bestehen und welches nicht ausgewählt wurde, wird standardmäßig durch ein weißes Dreieck dargestellt.



BILD 12. Einzelauswahlkonzept im HMI

Ein Luftfahrzeug, bei dem eine Abweichung bevorsteht, wird mit spitzen gelben Klammern und ein Luftfahrzeug, bei dem eine Abweichung in einem der überwachten Status eingetreten ist, mit spitzen roten Klammern dargestellt. Der Fluglotse hat jederzeit die Möglichkeit einzelne Luftfahrzeuge auszuwählen und sich so die Abweichungsdetails einzublenden. Wurde ein Luftfahrzeug ausgewählt, färbt sich das Innere des Dreiecks schwarz. In BILD 13 wird ein ausgewähltes Luftfahrzeug ohne Abweichungen gezeigt.



BILD 13. Ausgewähltes Luftfahrzeug ohne Abweichungen im HMI

Eine Gesamtansicht eines Verkehrsszenarios mit Luftfahrzeugen unterschiedlicher Warnstufen und der Auswahl konkreter Detailinformationen stellt BILD 14 dar.



BILD 14. Gesamtdarstellung des Conformance Monitorings im HMI „RadarVision“

Um jedes Luftfahrzeugsymbol werden im Falle einer Nicht-Konformität rote, im Falle einer bevorstehenden Abweichung gelbe spitze Klammern gezeichnet. Der Lotse kann durch Anklicken eines mit Klammern versehenen Luftfahrzeugs Detailinformationen sowohl über die alphanumerische als auch die grafische Darstellung erhalten.

4. AUSWERTUNG VERSCHIEDENER LUFTFAHRTÜBERWACHUNGSSZENARIEN

In diesem Abschnitt werden die Vorteile des implementierten Moduls mit dem neuen Überwachungsunterstützungskonzept, sowie die Dauer bis zum Erkennen einer Nicht-Konformität in verschiedenen Status untersucht. Dabei wird neben der Anzahl und der Zeitdauer angezeigter Warnmeldungen für akute und potentielle Nicht-Konformität auch auf einen Vorher-Nachher-Vergleich von Abweichungen eingegangen. Für die Evaluation der verschiedenen Auswirkungen des neuen Überwachungskonzepts wurde ein ca. halbstündiges Luftverkehrsszenario mit 28 Luftfahrzeugen im Anflug auf den Flughafen Frankfurt am Main genutzt. Die aufgezeichneten Anweisungen des Fluglotsen über Sprechfunk wurden zu den korrespondierenden Zeitpunkten der Simulation ausgelöst.

4.1. Vorteile des implementierten Konformitätsüberwachungskonzepts

Mithilfe des Luftverkehrsszenarios konnte gezeigt werden, dass die Anzahl der Warnmeldungen durch die Berücksichtigung von bereits gegebenen Lotsenkommandos um knapp 13 % gesenkt wird [3]. Diese Reduktion sollte einen maßgeblichen Einfluss auf die Akzeptanz und Nutzbarkeit der Konformitätsüberwachung durch Lotsen haben.

Im selben Szenario wurde ein Vorher-Nachher-Vergleich bezüglich der Abweichungen der Höhe und der Zeit vorgenommen. Für eine aussagekräftige Datenbasis wurden nur diejenigen Luftfahrzeuge ausgewertet, die mindestens 60 Sekunden überwacht worden sind und sich noch nicht in der Endanflugphase auf der Centerline oder dem Downwind befanden. Die Berechnung einer neuen Trajektorie erfolgte, wenn die letzte Berechnung mindestens 20 Sekunden alt war und sich das Luftfahrzeug noch vor dem Downwind befand. Die zusätzlichen Bedingungen für die Auslösung einer Trajektorienrechnung sind in fünf voneinander zu unterscheidende Fälle klassifiziert:

- Luftfahrzeug besitzt den Status „NONCONFORM“
- Fehlen einer Trajektorie
- Neues Lotsenkommando
- Zuordnung einer neuen Landebahn
- Abweichung der aktuellen Zielzeit von letzter Zielzeit um mindestens 5 Sekunden

Als Grenzwerte der Konformitätsüberwachung wurden sowohl für das alte rudimentäre als auch das neu implementierte Konformitätsüberwachungsmodul die Größen aus TAB 1 benutzt. Allerdings finden die Grenzwerte des längsseitigen Abstands, der Geschwindigkeit und des Kurses nur im neuen Modul Anwendung.

BILD 15 trägt die zeitliche Abweichung in Sekunden pro überwachter Sekunde über einzelnen Luftfahrzeugen (LFZ) nach der alten Implementierung (blau) und dem neuen Überwachungsmodul (rot) auf.

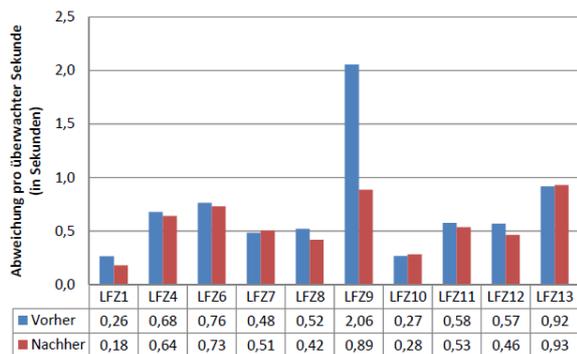


BILD 15. Vorher-Nachher-Vergleich der zeitlichen Abweichung einzelner Luftfahrzeuge aus [3]

Mit Ausnahme minimaler Verschlechterung bei LFZ7 und LFZ13 war die zeitliche Abweichung im neuen Conformance Monitoring-Modul geringer. Durch die Beachtung des längsseitigen Abstands und der taktischen Trajektorie initiiert das neue Modul früher eine neue Trajektorienrechnung. Die neue Trajektorie bezieht die momentan aktuellsten Radardaten ein, womit sämtliche Abweichungen zunächst wieder eliminiert sind. So entstand die um 50 % geringere Abweichung von LFZ9.

Die Differenz der aktuellen Höhe eines Luftfahrzeugs und dessen geplanter Höhe in der Trajektorie wurde in der Einheit Fuß ermittelt und für jedes einzelne Luftfahrzeug pro Sekunde in BILD 16 aufgetragen. Die Analyse des Balkendiagramms zeigt, dass bei neun von zehn Luftfahrzeugen die vertikale Abweichung pro überwachter Sekunde nach der Implementierung abnahm. Bei LFZ11 lag die Reduktion sogar bei über 20 %. Lediglich LFZ1 besaß eine leicht erhöhte vertikale Abweichung.

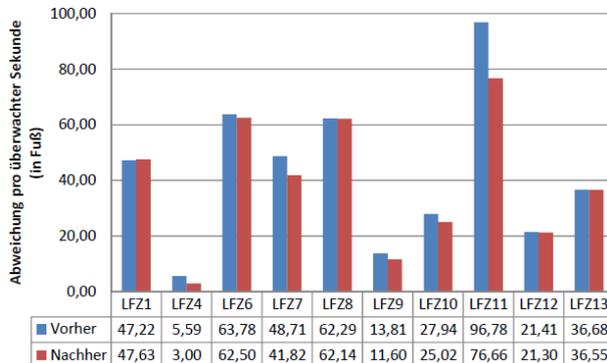


BILD 16. Vorher-Nachher-Vergleich der vertikalen Abweichung einzelner Luftfahrzeuge aus [3]

Die minimalen Verschlechterungen einzelner Luftfahrzeuge in BILD 15 und BILD 16 lassen sich mit Effekten des Auslösezeitpunkts einer neuerlichen Trajektorienrechnung erklären. Durch die Beachtung der taktischen Trajektorie im neuen Konzept ergeben sich andere Auslösekriterien. So würde das bereits eingeleitete Gegensteuern des Lotsen eine Neuberechnung der Trajektorie verhindern und sich die Abweichungen weiter aufsummieren. In der alten Implementierung wären die Abweichungen durch eine Neuberechnung der Trajektorie zum selben Zeitpunkt verschwunden.

4.2. Erkennungsdauer einer nicht konformen lateralen Abweichung

In dieser Auswertung wird untersucht, wie lange die Abweichungserkennung bei vorgabenabweichendem Verhalten eines Luftfahrzeugs dauert. Das konkrete Beispiel in BILD 17 sieht das zu frühe und zu späte Eindrehen auf die Centerline vor.



BILD 17. Zu frühes und zu spätes Eindrehen auf die Centerline

Als Grenzwert für eine laterale Abweichung wurden 0.5 NM (926 m) gewählt. Um eine Abweichung rechtzeitig erkennen zu können, wird zusätzlich zur aktuellen lateralen Abweichung die laterale Abweichung der taktischen Trajektorie berechnet. Damit ist es möglich, den Fluglotsen bereits bevor das Luftfahrzeug von der geplanten Trajektorie abweicht, im HMI darauf hinzuweisen und ihm die Möglichkeit zu geben, auf die bevorstehende Abweichung zu reagieren. Die Messergebnisse aus diesen Szenarien sind in TAB 2 für ein zu frühes und in TAB 3 für ein zu spätes Eindrehen zu sehen.

Ein Bereich von 0.5 bedeutet in dieser und in den folgenden Tabellen, dass eine Abweichung bevorsteht und der Fluglotse im HMI darauf hingewiesen wird (gelb). Ein Bereich von 1 bedeutet, dass die Abweichung bereits eingetreten ist (rot). TAB 2 ist zu entnehmen, dass dem Fluglotsen 15 Sekunden bevor die Abweichung eingetreten ist, eine Warnmeldung im HMI bereitgestellt wurde. Der Status „NCON“ zum Zeitpunkt 879 resultiert aus einer gleichzeitigen hier nicht aufgelisteten Kursabweichung.

Zeit	Status	Abweichung in [m]		Bereich
		Lateral aT	Lateral tT	
864	CON	72	69	0
869	CON	117	2137	0.5
874	CON	420	2810	0.5
879	NCON	806	3359	0.5
884	NCON	1273	3117	1

TAB 2. Laterale Konformitätsüberwachung bei einem zu frühen Eindrehen auf die Centerline

Bei einem zu späten Eindrehen auf die Centerline wird dem Fluglotsen bereits 25 Sekunden (siehe TAB 3) bevor die Abweichung eintritt, eine Warnmeldung im HMI geliefert.

Zeit	Status	Abweichung im [m]		Bereich
		Lateral aT	Lateral tT	
864	CON	270	899	0
869	CON	276	1247	0.5
874	CON	330	1656	0.5
879	CON	417	2068	0.5
884	CON	653	2495	0.5
889	NCON	897	2973	0.5
894	NCON	1245	2494	1

TAB 3. Laterale Konformitätsüberwachung bei einem zu späten Eindrehen auf die Centerline

4.3. Erkennungsdauer einer nicht konformen längsseitigen Abweichung

Im untersuchten Szenarioausschnitt befindet sich das Luftfahrzeug bereits auf der Centerline und soll zu einem bestimmten Zeitpunkt die Geschwindigkeit reduzieren. Das Luftfahrzeug hält sich jedoch nicht an die geplante Geschwindigkeitsreduzierung und fliegt mit einer unveränderten Geschwindigkeit weiter.

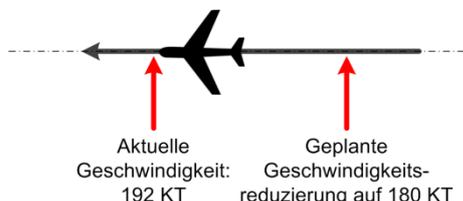


BILD 18. Das Luftfahrzeug hält sich nicht an die geplante Geschwindigkeitsreduzierung

In BILD 18 wird das beschriebene Szenario der längsseitigen Konformitätsüberwachung gezeigt. Wie bereits erwähnt, umfasst diese Überwachung die Berechnung der längsseitigen Abstandsabweichung und der Zeit- und Geschwindigkeitsabweichung. Diese drei Faktoren sind dabei in einem gewissen Maße voneinander abhängig. Auch hier wird zum frühzeitigen Erkennen einer Abweichung die zukünftige Position des Luftfahrzeugs verwendet. In Tabelle TAB 4 sind die in diesem Szenario erfassten Messwerte zu sehen.

Zeit	Status	Abweichung				Bereich	
		Lä. in [m], Zeit in [s]				Lä.	Z
		Lä. aT	Lä. tT	Z aT	Z tT		
29	CON	-7	111	0	2	0	0
34	CON	9	156	0	3	0	0
...
64	CON	433	622	4	9	0	0
69	CON	537	700	6	10	0	0.5
74	CON	644	778	7	11	0	0.5
79	CON	755	856	8	12	0	0.5
84	CON	861	933	9	13	0.5	0.5
89	NCON	981	1011	9,7	15	1	0.5
94	NCON	1090	1089	11	16	1	1

TAB 4. Längsseitige Konformitätsüberwachung bei Nicht-Einhalten der Geschwindigkeitsreduzierung [Lä. = Längsseitig, Z = Zeitpunkt]

Als Grenzwerte wurden in diesem Szenario 0.5 NM (926 m) für die längsseitige Abweichung, 10 s für die Zeit- und 10 KT für die Geschwindigkeitsabweichung verwendet. Die Geschwindigkeitsabweichung und der entsprechende Bereich werden in der Tabelle nicht gesondert aufgeführt. Die markierte Zeile zum Zeitpunkt 34 zeigt die Uhrzeit, zu welchem eine Geschwindigkeitsabweichung vorliegt. Zum selben Zeitpunkt wird dem Fluglotsen eine Meldung im HMI über eine zu hohe Geschwindigkeit angezeigt. TAB 4 ist zu entnehmen, dass dem Fluglotsen 5 Sekunden bevor eine längsseitige Abweichung eingetreten ist, eine Meldung über eine bevorstehende Abweichung geliefert wird. Auf die bevorstehende Zeitabweichung wird der Fluglotse bereits 25 Sekunden vorher hingewiesen. Außerdem muss beachtet werden, dass dem Fluglotsen schon zum Zeitpunkt 34 eine Warnmeldung über eine Geschwindigkeitsabweichung angezeigt wurde. Die Darstellung fand bereits 55 Sekunden bevor die längsseitige und 60 Sekunden bevor die zeitliche Abweichung eingetreten ist, im HMI statt.

4.4. Erkennungsdauer einer nicht konformen vertikalen Abweichung

Im extrahierten Teilstück des Szenarios dieser Analyse (siehe BILD 19) führt das beobachtete Luftfahrzeug ein zu frühes und zu schnelles Sinkmanöver aus. Das Sinkmanöver ist zum Zeitpunkt 919 geplant, wird aber bereits zum Zeitpunkt 914 und mit einer zu großen Sinkrate eingeleitet. Die vertikale Konformitätsüberwachung umfasst die vertikale Überwachung und die Ermittlung eines Level Busts. Um die vertikale Abweichung frühzeitig erkennen zu können bzw. um auf einen potentiellen Level Bust hinzuweisen, wird hierbei ebenfalls die vertikale Abweichung der taktischen Trajektorie berechnet. In TAB 5 sind die ermittelten Messwerte dieses Szenarios zu sehen.

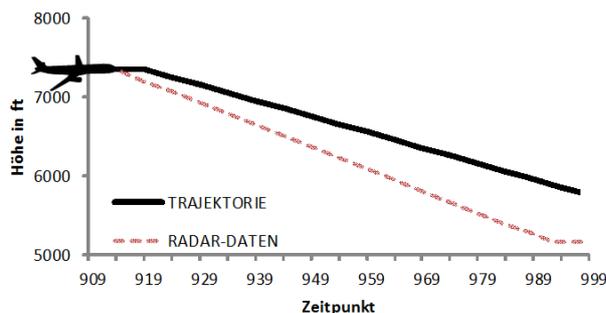


BILD 19. Das Luftfahrzeug sinkt zu früh und zu schnell

Zeit	Status	Abweichung in [ft]		Bereich	
		Vert. aT	Vert. tT	Vert.	LVL Bust
954	CON	-263	-475	0	0
959	CON	-305	-511	-0.5	0
964	CON	-346	-542	-0.5	0
969	CON	-386	-571	-0.5	0
974	CON	-426	-594	-0.5	0
979	CON	-462	-616	-0.5	-0.5
984	CON	-498	-633	-0.5	-0.5
989	NCON	-529	-629	-1	-1

TAB 5. Vertikale Konformitätsüberwachung bei einem zu frühen und zu schnellen Sinken

Es wurde für eine vertikale Abweichung der Grenzwert von 500 ft (152.4 m) gewählt. Der Grenzwert gilt sowohl beim Abweichen oberhalb als auch unterhalb der Trajektorie. TAB 5 ist zu entnehmen, dass der Fluglotse bereits 30 Sekunden vor Eintritt der vertikalen Abweichung auf diese hingewiesen wurde. Zusätzlich wurde ihm 10 Sekunden vor Eintreten der Höhenabweichung eine Meldung über einen potentiellen LVL Bust gegeben.

5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Anknüpfend an eine Spezifikation für Monitoring Aids und verschiedene verwandte Ausarbeitungen wurde ein Konzept für die Überwachungsunterstützung von Fluglotsen entworfen und implementiert. Die praktische Umsetzung im HMI ermöglicht es dem Lotsen intuitiv Abweichungen von der geplanten Trajektorie frühzeitig zu erfassen und gegenzusteuern. Die Unterteilung der Abweichungen in verschiedene Intervalle liefert neben der Feststellung von Konformität und Nicht-Konformität einen Bereich zur Vorwarnung. Eine erste Evaluierung zeigte, dass durch die Einbeziehung der taktischen Trajektorie und der Beachtung von bereits gegebenen Lotsenkommandos die Zahl von unnötigen Warnmeldungen reduziert werden kann.

Der Lotse hat mit der hier präsentierten Konformitätsüberwachung ein Instrument in der Hand, um sich aktiv für die Rückführung eines Luftfahrzeugs auf dessen Plantrajektorie oder für die Generierung einer neuen angepassten Trajektorie zu entscheiden. Das Konzept der Konformitätsüberwachung unterstützt somit bei der aktiven trajektorienbasierten Führung des Luftverkehrs. Als weiterer Schritt wäre eine Validierung der theoretisch beschriebenen Vorteile des implementierten Konzepts in einer Simulation mit Fluglotsen sinnvoll.

6. LITERATUR

- [1] Mensen, H. (2012). Betrieb und Technik von Verkehrsflugzeugen. Springer-Verlag, Heidelberg, Dordrecht, London, New York.
- [2] EUROCONTROL (2010). EUROCONTROL Specification for Monitoring Aids v1.0 – EUROCONTROL-SPEC-0142.
- [3] Beddig, S. (2013). Fluglotsen-Unterstützung für die Konformitätsüberwachung und aktive Führung des Luftverkehrs. Bachelorarbeit, Ostfalia – Hochschule für angewandte Wissenschaften, Wolfenbüttel.
- [4] Reynolds, T. G.; Hansman, R. J. (2002). Conformance monitoring approaches in current and future air traffic control environments. 21st Digital Avionics Systems Conference, Irvine, CA, USA.
- [5] Jansen, R. B. H. J.; Kremer, H. J.; Vertegaal, W. C. (1999). PHARE Advanced Tools: Flight Path Monitor Final Report v1.0 - EUROCONTROL.

- [6] Reynolds, T. G.; Hansman, R. J. (2003). Investigating Conformance Monitoring Issues in Air Traffic Control Using Fault Detection Approaches.
- [7] Friedman-Berg, F.; Allendoerfer, K.; Deshmukh, A. (2010). Developing Target Symbicons for the Future Terminal Air Traffic Control Environment. Proceeding of the Human Factors and Ergonomics Society 54th Annual Meeting, Santa Monica, CA, USA, S. 109-113.
- [8] Mensen, H. (2007). Planung, Anlage und Betrieb von Flugplätzen. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York.

7. ABKÜRZUNGEN

4D-CARMA	4 Dimensional Cooperative Arrival Manager
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance – Broadcast
aT	aktuelle Trajektorie
aV	aktuelles Verhalten
ATM	Air Traffic Management
CON	Conform
EURO-CONTROL	European Organisation for the Safety of Air Navigation
eV	erwartetes Verhalten
FL	Flight Level
FPM	Flight Path Monitor
FW	Fehlerwert
ft	Feet
GND	Ground
GW	Grenzwert
HDEV	Heading Deviation
HMI	Human Machine Interface
KT	Knots
LDEV	Lateral Deviation
LFZ	Luftfahrzeug
LoDEV	Longitudinal Deviation
LVL	Level
NCON	Non-Conform
PHARE	Programme for Harmonized ATM Research in Eurocontrol
S	Status
SDEV	Speed Deviation
SESAR	Single European Sky ATM Research Programme
T	Trajektorientyp
TAAATS	The Australian Advanced Air Traffic System
TDEV	Time Deviation
TMA	Terminal Maneuvering Area
tT	taktische Trajektorie
VDEV	Vertical Deviation

8. AUTOREN

Oliver Ohneiser (M.Sc. in Informatik) ist seit dem Jahr 2010 als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Flugführung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Braunschweig angestellt. Herr Ohneiser promoviert auf dem Gebiet migrationstoleranter Mensch-Maschine-Schnittstellen und entwickelt Softwareanwendungen im Bereich von Fluglotsenassistenzsystemen.

Simon Beddig (B.Sc. in Informatik) arbeitet seit 2012 am Institut für Flugführung des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Braunschweig. Herrn Beddigs Forschungsschwerpunkte sind die Konzeption und Implementierung von Monitoring Aids in Lotsenunterstützungssystemen und die Integration von Konformitätsanzeigen.