Abschlussbericht

K-ATM

Verbundvorhaben K-ATM

Verbundpartner TU-Berlin

Zuwendungsempfänger: **TU-Berlin**
Förderkennzeichen: **20V0301J**
Laufzeit des Vorhabens: **01.08.2003 – 30.06.2008**
Berichtszeitraum: **01.08.2003 – 30.06.2008**

Datum: 19.01.2009

Version: 1.00

Erstellt	Tilo Gerhold	
Genehmigt:	Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig	

Impressum

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr
Sekretariat F3
Marchstr. 12-14
D-10587 Berlin

Autoren / Projektmitarbeiter:	Tilo Gerhold Oliver Lehmann Sophie Jeschke Ekkehart Schubert Thomas Pütz Mattes Kettner Christian Gottschalk
Projektleiter:	Prof. Dr.-Ing. Manfred Fricke Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig
Gedruckt:	19.01.09
Zuletzt geändert/gespeichert:	19.01.09
Anzahl der Seiten:	KOPLAN: 19 KOPIM-AP: 21 GBAS: 144 **Gesamt**: **184**

Freigabevermerk

Die Freigabe von Dokumenten auf elektronischem Weg erfolgt über den entsprechenden Begleittext in der jeweiligen Mail (ggf. dem Dokument anhängen).

Datenschutz und Geheimhaltung

Entsprechend dem Kooperationsvertrag verpflichtet sich jeder Partner, die von den anderen Partnern erhaltenen Informationen mit der gleichen Sorgfalt zu schützen, mit der er eigene Geschäfts- und Betriebsgeheimnisse schützt.

Übergeordnete Zielsetzung

Das übergeordnete Ziel des Verbundvorhabens „Kooperatives Air Traffic Management (K-ATM)“ war die Untersuchung verschiedener kooperativer Ansätze zur Prozessgestaltung der Verkehrsplanung und -steuerung an einem Flughafen. Dabei sollten die Bedürfnisse und Anforderungen der verschiedenen Partner identifiziert und berücksichtigt werden.

Basierend auf den Anforderungen der verschiedenen Partner sollte ein Konzept entwickelt werden, über welches diese Anforderungen abgebildet werden können. Bestandteil des Konzeptes sollte ein Entscheidungsunterstützungssystem (Cooperative Local Ressource Planner- CLOU) sein, welches eine optimale Bahnsequenz in verschiedenen Engpasssituationen vorschlägt. Die Anforderungen an ein solches Entscheidungsunterstützungssystem sollten definiert, das System entwickelt und dessen Berechnungsergebnisse bewertet werden.

Im Teilvorhaben KOPLAN sollte die Abstimmung der Anforderungen sowie die Systementwicklung und Evaluierung erfolgen.

Das Teilvorhaben KOPIM-Airport (KOPIM-AP) sollte die Möglichkeiten der Unterstützung des kooperativen Ansatzes seitens des Flughafens untersuchen.

Zur Unterstützung der kooperativen Ansätze und Konzepte zur Verkehrssteuerung sollte das Ground Based Augmentation System (GBAS) als Alternative zum heutigen Instrumentenlandesystem im gleich lautenden Teilvorhaben GBAS entwickelt und getestet werden.

Die TU-Berlin war im Verbundvorhaben KATM in den folgenden Teilvorhaben beteiligt:

- KOPLAN
- KOPIM-Airport
- GBAS

Der Abschlussbericht gliedert sich in diese drei Abschnitte.

Abschlussbericht

K-ATM

Verbundvorhaben K-ATM

Teilvorhaben KOPLAN

Verbundpartner TU-Berlin

Zuwendungsempfänger: **TU-Berlin**
Förderkennzeichen: **20V0301J**
Laufzeit des Vorhabens: **01.08.2003 – 30.06.2008**
Berichtszeitraum: **01.08.2003 – 30.06.2008**

Datum: 19.01.2009

Version: 1.00

Erstellt	Tilo Gerhold	
Genehmigt:	Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig	

Impressum

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr
Sekretariat F3
Marchstr. 12-14
D-10587 Berlin

Autoren / Projektmitarbeiter:	Tilo Gerhold Oliver Lehmann Sophie Jeschke Ekkehart Schubert Thomas Pütz Mattes Kettner Christian Gottschalk
Projektleiter:	Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig
Gedruckt:	19.01.09
Zuletzt geändert/gespeichert:	19.01.09
Anzahl der Referenzen	0
Anzahl der Tabellen	5
Anzahl der Abbildungen	1
Anzahl der Seiten:	19

Freigabevermerk

Die Freigabe von Dokumenten auf elektronischem Weg erfolgt über den entsprechenden Begleittext in der jeweiligen Mail (ggf. dem Dokument anhängen).

Datenschutz und Geheimhaltung

Entsprechend dem Kooperationsvertrag verpflichtet sich jeder Partner, die von den anderen Partnern erhaltenen Informationen mit der gleichen Sorgfalt zu schützen, mit der er eigene Geschäfts- und Betriebsgeheimnisse schützt.

Inhaltsverzeichnis

IMPRESSUM **2**

INHALTSVERZEICHNIS **3**

1 AUFGABENSTELLUNGEN IM TEILVORHABEN **4**

1.1 URSPRÜNGLICHE AUFGABENSTELLUNG 4
1.2 ANPASSUNGEN DER AUFGABENSTELLUNG IM PROJEKTVERLAUF 4

2 AUSGANGSSITUATION **6**

3 PLANUNG UND ABLAUF DES TEILVORHABENS **7**

3.1 PLANUNG 7
3.2 ABLAUF 7

4 WISSENSCHAFTLICH TECHNISCHER STAND **8**

5 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN **9**

6 ERGEBNISSE DES TEILVORHABENS **10**

7 VORAUSSICHTLICHER NUTZEN UND MÖGLICHE VERWERTUNG **15**

8 BEKANNT GEWORDENER FORTSCHRITT ANDERER STELLEN **16**

9 ERFOLGTE ODER GEPLANTE VERÖFFENTLICHUNGEN **17**

ANNEX A: BEGRIFFSBESTIMMUNGEN **18**

ANNEX B: ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS **19**

1 Aufgabenstellungen im Teilvorhaben

Die Aufgaben der TU-Berlin im Teilvorhaben KOPLAN lagen hauptsächlich in der Entwicklung und Bereitstellung der für die Entwicklung des Cooperative Local Ressource Planner (CLOU) notwendigen Evaluierungsumgebung. Des Weiteren sollte die Entwicklung des Datenaustauschkonzeptes zwischen dem CLOU und seiner Systemumgebung (bzw. Evaluierungsumgebung) unterstützt werden.

1.1 Ursprüngliche Aufgabenstellung

Folgende Aufgabenstellungen lassen sich in die Arbeitspakete (AP) des Teilvorhabens KOPLAN einordnen:

- 2100 Teilvorhabensmanagement
- 2200 CLOU Basiskonzept
  - **AP 2210 CLOU Basiskonzept**
    Erarbeitung einer Systemarchitektur zur Umsetzung eines CLOU-Prototypen. Bestandteil dieses AP ist die Unterstützung bei der Entwicklung eines Datenaustauschkonzeptes sowie die Abstimmung der Optimierungsprozesse mit den Projektpartnern.
  - **AP 2230 Benefit Bewertung der CLOU Basisversion**
    In diesem AP ist eine statische Evaluierung des CLOU vorgesehen. Die Entwicklung einer statischen Evaluierungsumgebung sowie die Bereitstellung geeigneter Szenarien wurden eingeplant.
- 2300 CLOU dynamisches Planungskonzept
  - **AP 2310 CLOU Feinkonzept dynamische Plananpassung**
    In diesem AP ist die Erweiterung des CLOU geplant. Der erweiterte CLOU soll über eine dynamische Evaluierungsumgebung mit dynamischen Szenariodaten versorgt werden. Hierbei sollten die Anforderungen an das Datenaustauschkonzept spezifiziert und umgesetzt werden.
  - **2330 Bewertung CLOU Dynamische Plananpassung**
    In diesem AP ist die Entwicklung und Implementierung einer dynamischen Simulationsumgebung vorgesehen. Diese Evaluierungsumgebung soll dazu dienen, den CLOU hinsichtlich seines dynamischen Steuerungsverhaltens zu bewerten (z.B. Planstabilität).
- 2400 Entwicklung CLOU Simulationsumgebung
  - **2410 Konzept CLOU Simulation**
    In diesem Arbeitspaket soll ein Konzept zur Evaluierung des CLOU mit den Projektpartnern abgestimmt werden. Bestandteil des Arbeitspaketes ist u.a. das Datenaustauschkonzept, das Konzept zur Anbindung von Realdaten und die Abstimmung von Anforderungen für die Generierung geeigneter Szenarien.
  - **2420 Entwicklung CLOU Simulationsplattform**
    In diesem Arbeitspaket soll eine Evaluierungsumgebung für die statische und dynamische Evaluierung des CLOU erstellt werden.
- 2500 Pre-Taktische Steuerung
- 2600 CLOU Interaktion AMAN und DMAN

1.2 Anpassungen der Aufgabenstellung im Projektverlauf

Im Verlauf des Projektes wurden Anpassungen der Zielsetzungen notwendig, die sich aus den Anforderungen an eine Evaluierungsumgebung für den CLOU ergaben. Für die statische Evaluierung des CLOU sollten reproduzierbare statische generische Szenarien (Masterszenarien)

und reale Szenarien (Referenzszenarien) entwickelt werden. Diese Szenarien sollten einer ersten Bewertung der CLOU-Funktionalitäten dienen.

Für eine erste dynamische Abschätzung der CLOU-Optimierungsrechnung sollte eine Shadowmode-Schnittstelle entwickelt werden. Im Gegenzug wurden die ursprünglich geforderten Funktionalitäten an die dynamische Simulationsumgebung (Pretaktische Simulation) stark vereinfacht.

Die Schadowmode-Schnittstelle sollte den CLOU in einer ersten Ausbaustufe mit realen Echtzeitdaten versorgen. In weiteren Ausbaustufen sollte die Shadowmode-Schnittstelle mit einem Replay-Modus sowie mit einer Fast-Forward-Funktion ausgestattet werden. Im Replay-Modus sollten statt der Echtzeitdaten aufgezeichnete Daten an den CLOU übertragen werden. Die Fast-Forward-Funktion ermöglicht es im Replay-Modus zu einem frei wählbaren Zeitpunkt schnell vorzuspulen. Eine Schnellzeitsimulation ist im Projektzeitraum nicht realisierbar, da der CLOU vorerst nicht als schnellzeitfähiges System konzipiert ist.

Die Evaluierungsumgebungen sollten neben der Implementierung im EDV-Labor der DFS auch an der TU-Braunschweig und der TU-Dresden durch die TU-Berlin implementiert werden.

Evaluierungstests ergaben im Projektverlauf eine Diskrepanz zwischen den Flugplandaten, die dem CAPMAN und denen, die dem CLOU zugrunde liegen. Diese Diskrepanz sollte durch die TU-Berlin analysiert und Ursachen identifiziert werden.

2 Ausgangssituation

Am Anfang des Projektes existierten noch keine konkreten Anforderungen zu einem kooperativen Planungs- und Steuerungskonzept. Lediglich aus den derzeitig ersichtlichen Problemen im Luftverkehrsmanagement wurden Ansätze zur Lösung in der Projektausschreibung skizziert und grob ein System beschrieben, welches eine Lösung der derzeitigen Probleme in Aussicht stellte. Es gab weder eine Evaluierungsumgebung noch dynamische Szenarien, mit deren Unterstützung ein kooperatives Planungs- und Steuerungssystem entwickelt werden konnte. Der Advanced Function Simulator (AFS) der DFS deckt hierfür nicht den nötigen Planungshorizont von mehreren Stunden ab, sodass eine Entwicklung einer Evaluierungsumgebung bzw. eine Anbindung an Realdaten notwendig erschien.

Im Teilvorhaben KOPLAN konnten Kenntnisse und Erfahrungen aus vergangenen Projekten und Arbeiten am Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr des Institutes für Luft- und Raumfahrt der TU-Berlin eingebracht werden.

3 Planung und Ablauf des Teilvorhabens

3.1 Planung

Laut Zuwendungsbescheid wurde für das Teilvorhaben KOPLAN eine Projektlaufzeit vom 01.08.2003 bis zum 31.01.2007 bewilligt.

3.2 Ablauf

Das Projekt wurde unter Federführung der DFS durchgeführt. Einige Verschiebungen der Zeitabläufe waren notwendig, da sich aufgrund des kooperativen Charakters des Projektes die anfängliche Anforderungsfindung und -abstimmung als sehr langwierig gestaltete. Die Konzeption eines Systems sowie deren Evaluierungsumgebung konnten jedoch erst nach erfolgter Festlegung der Anforderungen erfolgen. Des Weiteren entstand eine Verschiebung in den Projektabläufen durch die notwendigen Abstimmungen bzgl. der Verwertungsrechte zwischen zwei wichtigen Projektpartnern, die Auswirkungen auf die Projektabläufe hatten. Diese Auswirkungen konnten jedoch durch eine zeitliche Verlagerung der Aktivitäten aus dem Teilvorhaben KOPIM-Airport weitestgehend ausgeglichen werden. Auf die Verschiebungen der Projektabläufe wurde in den Zwischenberichten bereits eingegangen.

Zusätzliche Anforderungen an die Evaluierungsumgebungen, die eine nachhaltige Verwertung sicherstellen sollten, führten zu einer Aufstockung des Teilvorhabens vom 01.01.2008 bis zum 30.06.2008 welche am 08.11.2007 beantragt und mit Bescheid vom 11.03.2008 bewilligt wurde.

von	bis	Beschreibung
01.08.2003	31.01.2007	ursprünglicher Zuwendungsbescheid KATM
01.03.2006	31.12.2007	K-ATM Aufstockung durch Arbeitspakete aus KOPIM-Airport bedingt durch den Thales Ausstieg
01.10.2007	30.06.2008	K-ATM Aufstockung durch zusätzliche KOPLAN-Arbeitspakete

4 Wissenschaftlich technischer Stand

Im Projekt konnten durch die TU-Berlin aktuelle Kenntnisse aus dem Fachgebieten Flugführung und Luftverkehr mit Kenntnissen aus dem Software Engineering verknüpft werden. Im Speziellen wurden die Theorie der relationalen Datenbanken sowie Techniken des objektorientiertes Design (OOD) und der objektorientiertes Programmierung (OOP) angewendet. Zur Sicherstellung der Verwertungsaussichten wurden für das Prototyping die standardisierte Abfragesprache für Datenbankmanagementsysteme (DBMS) Structured Query Language (SQL) und die Scriptsprache PHP verwendet.

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Das Teilvorhaben wurde unter Federführung des Projektpartners DFS durchgeführt. Die Zusammenarbeit erstreckte sich weitestgehend auf die Koordinierung der Arbeitspakete, die in einem kooperativen Teilvorhaben wie diesem besondere Bedeutung zukommt.

Auf Arbeitsebene war die Zusammenarbeit mit dem DLR sehr konstruktiv und richtungweisend. Mit dem DLR fand eine sehr ausführliche und ergebnisorientierte Kommunikation zu den Themen Systemspezifikation, Programmierung und Implementierung statt.

Für die Implementierung der Evaluierungsumgebung war eine Zusammenarbeit mit der TU-Dresden und der TU-Braunschweig erforderlich.

6 Ergebnisse des Teilvorhabens

CLOU-Datenaustauschkonzept

Im Rahmen des Projektes wurde gemeinsam mit dem Projektpartner DLR ein Datenaustauschkonzept für den CLOU erarbeitet und vorgestellt. Das Datenaustauschkonzept wurde mit den Projektpartnern diskutiert. Dieses Datenaustauschkonzept basiert auf eine zentrale Kommunikationsdatenbank. Der CLOU tauscht Daten ausschließlich über diese Kommunikationsdatenbank mit seiner Umgebung aus.

Zwischen den Flugplänen die der CLOU und den Flugplänen, die der CAPMAN erhält, sind erhebliche Differenzen aufgetreten. Die unterschiedlichen Daten wurden analysiert und Abweichungen dargestellt. Auf Grundlage der Ergebnisse wurden Empfehlungen zur Verbesserung der Datenqualität bzw. zur Verbesserung des Datenaustauschkonzeptes formuliert.

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
CLOU-Datenbank Dateiname: 20050914 CLOU Datenbank DLR v1.17_tub.doc und D3.2 CLOU DBMS Dokumentation v1.18.doc	Gerald Siol (DLR) Florian Piekert (DLR)	V01.18
Datenauswertung Flugplandaten Dateiname: 081119 Datenauswertung FP_Daten v00.14.pdf	Tilo Gerhold	V00.14

Erstellung von Szenarien

Im Rahmen der Arbeiten in diesem Teilvorhaben wurden Anforderungen an generischen Szenarien erfasst und mit den Projektpartnern abgestimmt. Die generischen Szenarien wurden erstellt und den Projektpartnern zur Evaluierung zur Verfügung gestellt.

Die dynamischen Szenarien wurden auf Basis von Daten aus dem Local Decision Support System (LDSS) erstellt. Hierbei mussten die Daten zur weiteren Verarbeitung in eine Datenbank übertragen und in weiterverarbeitbare Formate konvertiert werden. Fehlerhafte oder fehlende Daten wurden durch Daten des Verkehrsmonitore (Fraport System) korrigiert oder ergänzt.

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
CLOU Szenarienbeschreibung Dateiname: A2210_clou_szenariobeschreibung_dfs-v1.0_20060508.pdf	Rainer Kaufhold (DFS) Tilo Gerhold	V01.00

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Szenariodatenbank Datenbankdesign (SC-DB) 051205 sc_db v02.08.doc	Tilo Gerhold	V02.08
Szenariogenerator Spezifikation (SC-GEN) Dateiname 060223 sc_gen SPEC v00.09.doc	Tilo Gerhold	V00.07
Reader LDSS-DB Datenbankdesign der LDSS-DB Dateiname: 051007 Reader LDSS_DB v01.02.doc	Tilo Gerhold	V01.02

Shadowmode-Schnittstelle

Im Rahmen dieses Teilvorhabens wurde eine Shadowmode-Schnittstelle für den CLOU in mehreren Ausbaustufen entwickelt und implementiert. Die Shadowmode-Schnittstelle ermöglicht es, den CLOU mit den erforderlichen realen Echtzeitdaten aus den Systemen CAPMAN und LDSS zu versorgen.

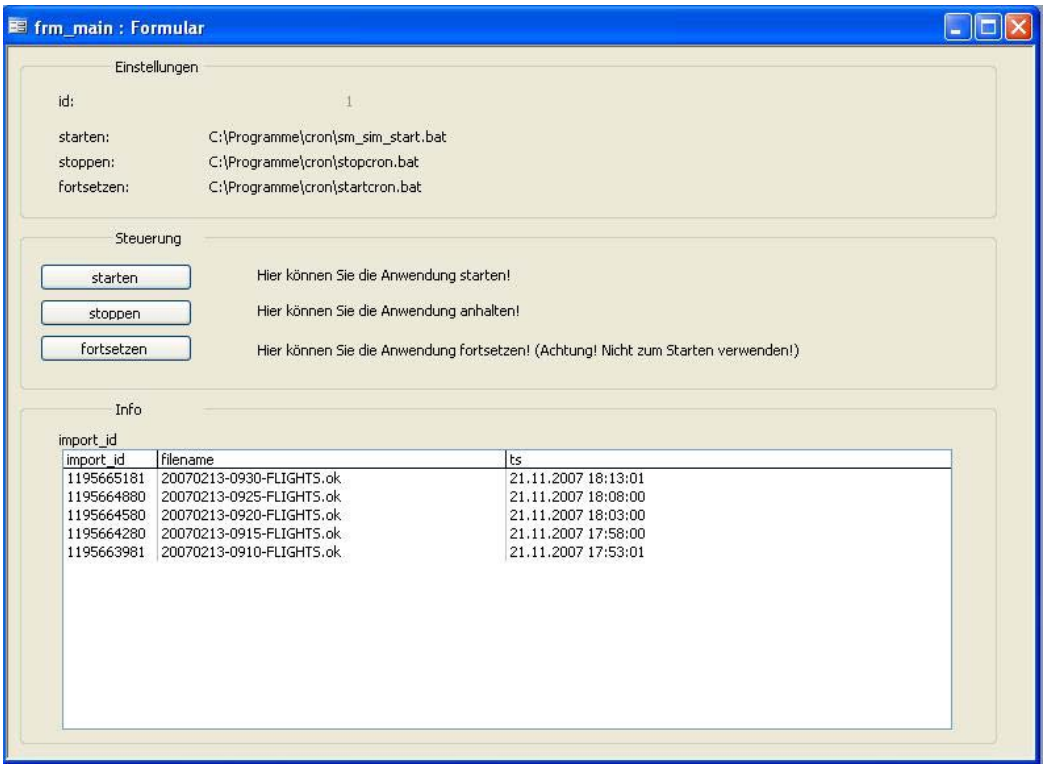


Abb. 1 HMI zur Konfiguration, Steuerung und Überwachung der Shadowmode-Schnittstelle

In einer weiteren Ausbaustufe wurde die Shadowmode-Schnittstelle um einen Replay-Modus erweitert. Der Replay-Modus ermöglicht es den CLOU, mit aufgezeichneten Realdaten aus der Vergangenheit zu versorgen.

Des Weiteren wurde ein Konzept zur Erweiterung der Shadowmode-Schnittstelle um eine Fast-Forward-Funktionalität entwickelt. Diese Fast-Forward-Funktionalität ermöglicht das „Vorspulen“ eines aufgezeichneten Szenarios bis zu einem frei definierbaren Zeitpunkt.

Zur Konfiguration, Steuerung und Überwachung der Shadowmode-Schnittstelle ist prototypisch eine graphische Benutzerschnittstelle (HMI) entwickelt und implementiert worden.

Die Shadowmode-Schnittstelle wurde im EDV-Labor der DFS, an der TU-Dresden und an der TU-Braunschweig implementiert, um dort die Evaluierung und Weiterentwicklung des CLOU zu unterstützen.
Folgende Arbeitsdokumente wurden erstellt:

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Shadowmode AIM-CLOU-Interface Spezifikation Dateiname: 060519 sm_aim_clou_interface v00.04.doc	Dipl.- Ing. Tilo Gerhold	V00.04
Shadowmode LDSS-CLOU-Interface Spezifikation Dateiname: 060602 sm_ldss_clou_interface v00.08.doc	Dipl.- Ing. Tilo Gerhold	V00.08
CLOU-Shadowmode Spezifikation Dateiname: 060413 clou_shadowmode v00.06.doc	Dipl.- Ing. Tilo Gerhold	V00.06
Spezifikation CLOU-Shadowmode Interface CAPMAN ➔ CLOU Dateiname: 070320 sm_capman_clou_int v00.13.pdf	Tilo Gerhold Sophie Jeschke Ch. Gottschalk	V00.13
Spezifikation CLOU-Shadowmode Interface Dateiname: 070606 sm_int v00.05_tg.doc	Tilo Gerhold E. Schubert	V00.05
Spezifikation CLOU-Shadowmode Interface LDSS ➔ CLOU Dateiname: 070522 sm_ldss_clou_int v00.03_tg.pdf	Tilo Gerhold Sophie Jeschke Ch. Gottschalk	V00.03
Shadowmode-Schnittstelle Datenbankdesign Dateiname: 080604 SM-DB v01.00.pdf	Tilo Gerhold E. Schubert	V01.00

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Shadowmode-Schnittstelle Prozessspezifikation Dateiname: 080611 SM_PSPEC V01.00.pdf	Tilo Gerhold E. Schubert	V01.00
Shadowmode-Schnittstelle Replay-Modus Datenbankdesign Dateiname: 080611 SM-SIM-DB v01.00.pdf	Tilo Gerhold Th. Pütz	V01.00
Shadowmode-Schnittstelle Replay-Modus Prozessspezifikation Dateiname: 080613 SM_SIM_PSPEC V00.01.doc	Tilo Gerhold Th. Pütz	V01.00

Dynamische Evaluierungsumgebung

Für eine dynamische Bewertung des CLOU wurde eine dynamische Evaluierungsumgebung benötigt. Diese Evaluierungsumgebung erhält vom CLOU die Steuervorgaben in Form von Zielzeiten und berechnet die resultierende Reaktion jedes einzelnen Luftfahrzeugs. Die resultierenden Flugpläne werden daraufhin von der Evaluierungsumgebung an den CLOU übergeben. Hierbei wurde das in [CLOU-IS-DB] und [CLOU-DS-DB] vorgegebene Datenübertragungskonzept berücksichtigt. Es wurde die Synchronisation der CLOU-Zeit mit der entsprechenden Szenariozeit implementiert. Die Simulation wurde als Echtzeitsimulation umgesetzt. Die Anforderungen für eine Schnellzeitsimulation sind berücksichtigt, lassen sich jedoch nur dann umsetzen und nutzen, wenn die angeschlossenen Systeme ebenfalls schnellzeitfähig sind.

Die dynamische Evaluierungsumgebung wurde von der TU-Berlin in den Entwicklungslaboren der DFS, der TU-Dresden und der TU-Braunschweig implementiert.

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
PRE-SIM-DB Datenbankdesign Datenbankdesign der dynamischen Evaluierungsumgebung Dateiname: 070711 PRE-SIM-DB v00.03c.doc	Tilo Gerhold	V00.03
Spezifikation der dynamischen Evaluierungsumgebung Dateiname: 070726 PRE_SIM v00.06.doc	Tilo Gerhold	V00.06

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
technisches Konzept der pretaktischen Simulations-umgebung Dateiname: D2420 technisches Konzept der pretaktische Simula-tionsumgebung V.0.07_tub_051201.pdf	Tilo Gerhold	V00.07
Technisches Konzept der CLOU-Evaluierungsumgebung Dateiname: 071112 CLOU_EVAL_SW v01.00.pdf	Tilo Gerhold E. Schubert T. Pütz	V01.00

7 Voraussichtlicher Nutzen und mögliche Verwertung

Mit der Entwicklung und Implementierung der Evaluierungsumgebung und der Bereitstellung von Szenarien konnte dazu beigetragen werden, ein System wie den CLOU zu entwickeln und zu bewerten. Auch wenn die Bewertungen des CLOU noch nicht auf eine kurzfristige betriebliche Nutzung schließen lassen, so konnten doch wichtige Erkenntnisse für die Entwicklung künftiger Planungs- und Steuerungssysteme sowie Entscheidungsunterstützungssysteme gewonnen werden.

Die Szenariodaten sind in einer Datenbank aufbereitet und können im Bedarfsfall anderen Projekten zur Verfügung gestellt werden. Vorausgesetzt der Projektpartner DFS stimmt einer weiteren Verwendung dieser Daten zu.

Szenariogenerierungsprozesse sind leicht modifizierbar und können zur Generierung weiterer Szenarien auch in Folgeprojekten verwendet werden.

Die Schadowmode-Schnittstelle und die dynamische Evaluierungsumgebung wurde in den Laboren der DFS sowie der TU-Dresden und der TU-Braunschweig implementiert und können dort zur Weiterentwicklung des CLOU eingesetzt werden.

Die genutzten Konzepte (z.B. Datenaustausch über zentrale Kommunikationsdatenbanken) und eingesetzten Techniken (z.B. Datenbankmanagementsysteme) können für einen späteren betrieblichen Einsatz genutzt werden. Die Schadowmode-Schnittstelle kann aufgrund der Verwendung gebräuchlicher Standards (z.B. PHP und SQL) und frei erhältlicher Software (z.B. MySQL) weiter entwickelt werden. Der Quellcode ist frei einlesbar und nicht kompiliert.

8 Bekannt gewordener Fortschritt anderer Stellen

Nach erfolgter Implementierung der Evaluierungsumgebung ist die DFS in der Lage die Funktionalitäten des CLOU zu testen und diese über das Projektende hinaus weiterzuentwickeln.

Nach erfolgter Implementierung der Evaluierungsumgebung durch die TU-Berlin verfügt die TU-Braunschweig und die TU-Dresden über erweiterte Möglichkeiten im Rahmen von Folgeprojekten und Unteraufträgen zur Weiterentwicklung des CLOU oder zur Entwicklung weiterer Planungs- und Steuerungssysteme beizutragen.

9 Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen

Im Berichtszeitraum gab es über die projektinternen Arbeitsdokumente hinaus keine Veröffentlichungen.

Annex A: Begriffsbestimmungen

Grundsätzlich gelten die Begriffsbestimmungen der einschlägigen Regelwerke des Air Traffic Management (ATM).

Annex B: Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
AP	Arbeitspaket
ATC	Air Traffic Control
ATM	Air Traffic Management
CAPMAN	Capacity Manager
CLOU	Cooperative Local Ressource Planner
CLOU-DB	CLOU Datenbank
DFS	DFS Deutsche Flugsicherung GmbH
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DMAN	Departure Manager
DS-DB	Distributed System Datenbank
IS-DB	Intersystem Datenbank
K-ATM	Kooperatives Air Traffic Management
LDSS	Local Decision Support System
LUFO	Luftfahrtforschungsprogramm
TV	Teilvorhaben

- Ende des Dokumentes -

Abschlussbericht

K-ATM

Verbundvorhaben K-ATM

Teilvorhaben KOPIM-Airport

Verbundpartner TU-Berlin

Zuwendungsempfänger:	**TU-Berlin**
Förderkennzeichen:	**20V0301J**
Laufzeit des Vorhabens:	**01.08.2003 – 30.06.2008**
Berichtszeitraum:	**01.08.2003 – 30.06.2008**

Datum: 19.01.2009

Version: 1.00

Erstellt	Tilo Gerhold	
Genehmigt:	Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig	

Impressum

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr
Sekretariat F3
Marchstr. 12-14
D-10587 Berlin

Autoren / Projektmitarbeiter:	Tilo Gerhold Oliver Lehmann Sophie Jeschke Ekkehart Schubert Thomas Pütz Mattes Kettner Christian Gottschalk Christian Gladogow
Projektleiter:	Prof. Dr.-Ing. Gerhard Hüttig
Gedruckt:	19.01.09
Zuletzt geändert/gespeichert:	18.01.09
Anzahl der Referenzen	3
Anzahl der Tabellen	3
Anzahl der Abbildungen	3
Anzahl der Seiten:	21

Freigabevermerk

Die Freigabe von Dokumenten auf elektronischem Weg erfolgt über den entsprechenden Begleittext in der jeweiligen Mail (ggf. dem Dokument anhängen).

Datenschutz und Geheimhaltung

Entsprechend dem Kooperationsvertrag verpflichtet sich jeder Partner, die von den anderen Partnern erhaltenen Informationen mit der gleichen Sorgfalt zu schützen, mit der er eigene Geschäfts- und Betriebsgeheimnisse schützt.

Inhaltsverzeichnis

IMPRESSUM 2

INHALTSVERZEICHNIS 3

1 AUFGABENSTELLUNGEN IM TEILVORHABEN 4

2 AUSGANGSSITUATION 6

3 PLANUNG UND ABLAUF DES TEILVORHABENS 7

4 WISSENSCHAFTLICH TECHNISCHER STAND 8

5 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN 9

6 ERGEBNISSE DES TEILVORHABENS 10

7 VORAUSSICHTLICHER NUTZEN UND MÖGLICHE VERWERTUNG 17

8 BEKANNT GEWORDENER FORTSCHRITT ANDERER STELLEN 18

9 ERFOLGTE UND GEPLANTE VERÖFFENTLICHUNGEN 19

ANNEX A: BEGRIFFSBESTIMMUNGEN 20

ANNEX B: ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS 21

1 Aufgabenstellungen im Teilvorhaben

Ursprüngliche Aufgabenstellung

Durch den Ausstieg des Projektpartners Thales ergab sich die Notwendigkeit, im Teilvorhaben KOPIM-Airport (KOPIM-AP) verschiedene Arbeitspakete neu auf die einzelnen Partner zu verteilen. In Absprache mit dem Federführer des Teilvorhabens KOPIM-AP, der Fraport AG, wurde ein Aufstockungsantrag erarbeitet.

Im Rahmen des Teilvorhabens KOPIM-AP wurde der Einsatz eines gezielten Pünktlichkeits-, Kapazitäts- und Prozessmanagements am Flughafen Frankfurt/Main angestrebt. Voraussetzung für ein gezieltes Prozessmanagement war eine möglichst exakte Kenntnis der aktuellen Verkehrssituation, die aus einer Vielzahl von Verkehrsdaten erstellt werden konnte. Ein wichtiger Bestandteil des Vorhabens war die Erstellung bzw. Anpassung einer zentralen Datenbasis, in der die zur Verfügung stehenden Daten aus den verschiedenen Datenquellen gesammelt und in geeigneter Form bereitgestellt werden sollten. Hierfür sollten in Abstimmung mit dem federführenden Projektpartner (Fraport AG) die zur Verfügung stehenden Datenquellen, sowie die Anforderungen an die Datenbasis erfasst werden. Diese Datenbasis, im Folgenden als *Airside Information Manager* (AIM) bezeichnet, sollte über verschiedene Schnittstellen mit den jeweiligen Datenquellen verbunden werden. Diese Schnittstellen waren im Rahmen dieses Vorhabens zu spezifizieren und zu testen. Ein weiterer zentraler Bestandteil sollte der *Situation Awareness Monitor* (SAM) sein. Der SAM sollte über eine Schnittstelle die aktuellen Verkehrsdaten aus dem AIM auslesen. Diese Daten sollten im SAM so aufbereitet werden, dass der Nutzer sich einen schnellen Überblick über die aktuelle Verkehrslage verschaffen kann. Im Rahmen des Vorhabens sollten die Schnittstellen zum AIM angepasst sowie die Funktionsweisen des SAM um ein Modul „Einzelflug“ erweitert werden. Ein Regelwerk zur Bestimmung der On-Block-Zeiten sollte erstellt und in den SAM integriert werden.

Die TU-Berlin sollte im Teilvorhaben hauptsächlich Aufgaben der Anforderungsanalyse, der Spezifikation und der Evaluierung übernehmen. Hierbei sollten die bestehenden Dokumente an die geänderten Rahmenbedingungen angepasst werden. Diese Aufgaben waren unter Mitwirkung des Systemnutzers (Fraport AG) und unter Abstimmung mit diesem zu erbringen. Die Implementierung und Anpassung der Module war durch die Fraport AG vorgesehen. Zusätzlich wurde die Spezifikation sowie Implementierung des Moduls „Einzelflug“ geplant.

Die Ziele des Vorhabens konnten folgendermaßen zusammengefasst werden:

- Erfassung der geänderten Anforderungen an die Systeme AIM und SAM
- Erstellung bzw. Modifikation der Systemspezifikationen der Systeme AIM und SAM
- Erstellung eines Regelwerkes zur Bestimmung von On-Block-Zeiten
- Erweiterung des Systems SAM um das Modul Einzelflug
- Evaluierung der Schnittstellen zuwischen dem System AIM und externen Systemen (Datenquellen)
- Evaluierung der Schnittstellen zwischen den Systemen AIM und SAM

Angepasste Aufgabenstellung

Durch den stark kooperativen Charakter dieses Projektes müssen die Inhalte der Arbeitspakete mit allen Projektbeteiligten abgestimmt und Randbedingungen sowie Zielsetzungen aus dem Gesamtprojekt K-ATM berücksichtigt werden. Die Projektziele und die sich ergebenden Aufgabenstellungen erfuhren während des Projektverlaufes mehrere Änderungen und Anpassungen.

Eine der resultierenden Aufgabenstellungen war die Erfassung von Anforderungen an das System Capacity and Punctuality Manager (CAPMAN).

Aus der ursprünglichen Zielsetzung zur Erweiterung des SAM um ein Einzelflugmodul ergab eine erweiterte Zielsetzung.zur Entwicklung eines Evaluierungsprototyps für das System Air-to-Air-Prozessmanager (ATAMAN).

Die Zielsetzung zur Schaffung einer gemeinsamen Datenbasis in der einige im AIM vorhandenen Daten aufgezeichnet und ausgewertet werden sollen, mündete in die Zielsetzung zur Entwicklung des Systems Capacity and Performance Evaluation System (CAPE) durch die TU-Berlin.

Die ursprünglichen Zielsetzungen wurden somit im Projektverlauf nicht verworfen, sondern erweitert und konkretisiert.

2 Ausgangssituation

Am Flughafen Frankfurt (Fraport AG) existierten bereits unterschiedliche technische Systeme, über die verkehrsrelevante Daten erfasst wurden. Durch den zunehmend kooperativen Charakter des Luftverkehrssystems ergaben sich die Anforderungen, solche Systeme zentral, flexibel und erweiterbar zu gestallten. Bisherige Datenquelle wie Wetterdaten vom Deutschen Wetterdienst (DWD) oder Verkehrsdaten aus Flughafen-Systemen wie InfoPlus wurden durch Daten aus externen Systemen (Schnittstelle zur DFS) ergänzt. Diese Daten waren zentral im AIM bereitgestellt und stehen dort weiteren Systemen zur Verfügung.

Auf europäischer Ebene wurden bereits von EUROCONTROL im Rahmen des Projektes *Collaborative Decision Making* (CDM) Anstrengungen unternommen, den für Planungs- und Steuerungsmaßnahmen zur Verfügung stehenden Datenbestand zu zentralisieren und zu erweitern.

Auch an den deutschen Hub-Flughäfen (z.B. Flughafen Frankfurt am Main), die das Drehkreuz zum internationalen Luftverkehr darstellen, ist eine kontinuierliche dem aktuellen Stand der Technik angepasste Verbesserung der Datenbasis notwendig, um im internationalen Geschehen mitzuwirken und die Fortschritte aus Wissenschaft und Technik nutzen zu können.

Die TU-Berlin hatte bereits durch die Beteiligung im Teilvorhaben KOPLAN Erfahrungen und Systemkenntnisse in der Datenerfassung, -auswertung und -bereitstellung einbringen können. Die umfassenden Systemkenntnisse über das gesamte Luftverkehrssystem konnten bereits im Rahmen dieses Projektes erweitert werden, sodass eine wichtige Grundanforderung, für die Realisierung Vorhabens gegeben war.

3 Planung und Ablauf des Teilvorhabens

Die Aktivitäten der TU-Berlin in diesem Teilvorhaben sind durch den Ausstieg der Firma Thales und einer Übertragung von Teilaufgaben an die TU-Berlin entstanden. Eine Aufstockung wurde für einen Zeitraum vom 01.03.2006 bis zum 31.12.2007 bewilligt.

Der Ablauf des Projektes ist jedoch eng mit den Aktivitäten im Teilvorhaben KOPLAN verbunden..

4 wissenschaftlich technischer Stand

Im Projekt wurde der aktuelle Kenntnisstand aus dem Fachgebieten Flugführung und Luftverkehr mit Kenntnissen aus dem Softwareengineering verknüpft. Im Speziellen wurden die Theorie der relationalen Datenbanken sowie Techniken des objektorientierten Design (OOD) und der objektorientierten Programmierung (OOP) angewendet. Zur Sicherstellung der Verwertungsaussichten wurden für das Prototyping die standardisierte Abfragesprache für Datenbankmanagementsysteme (DBMS) Structured Query Language (SQL) und die Scriptsprache PHP verwendet. Eine besondere Bedeutung kam der Anwendung der technologischen Möglichkeiten von DBMS zu.

Ein fundamentaler Bestandteil des ATAMAN ist das Modul zur Berechnung von Vorhersagen von Taxizeiten für jeden Einzelflug. Die Grundlage für die Entwicklung dieses Moduls war ein Netzwerk-Knoten-Modell laut [Heusel05], welches durch die Fraport AG vorgegeben wurde.

Ein weiteres Modul war die Entwicklung des Moduls zur Prognose der Anflugzeiten. Hierfür wurde von der Fraport AG ein Algorithmus vorgegeben [König06].

Für die Bestimmung der Prozesszeiten wurde von der Fraport AG die Berechnungsvorschriften zusammengefasst und in [Breug06] zur Verfügung gestellt.

Referenzen:

[Breug06]
Boris Breug; ATAMAN-Prototyp.pdf; Fraport AG 2006

[Heusel05]
Sandra Heusel; Diplomarbeit „Analyse von Einfluss- und Störungsfaktoren auf die Rollzeiten und Ableitung zu einem Rollzeitenmodell für den Flughafen Frankfurt“ ;TU Braunschweig 2005

[König06]
Mario König; Algorithmus zur Berechnung der optimierten Anflugzeiten; Fraport AG 2006

5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Das Teilvorhaben wurde unter Federführung des Projektpartners Fraport AG durchgeführt.

Zu Entwicklung eines betrieblichen Prototyps durch die TU-Dresden war eine enge Zusammenarbeit erforderlich.

6 Ergebnisse des Teilvorhabens

Anforderungsanalyse CAMPAN

Die Pünktlichkeit hat eine herausragende Bedeutung bei allen Vorgängen und funktionalen Zusammenhängen im Bereich des Flughafens und des gesamten Luftverkehrs. Sie ist ein Maß für die Qualität der Flughafen-Serviceleistung und beeinflusst damit maßgeblich die Zufriedenheit der Kunden (Passagiere, Airlines).

Eine besondere Herausforderung stellt die Erhaltung einer bestimmten Zielpünktlichkeit unter den Voraussetzungen der jeweiligen Kapazität und des jeweiligen Verkehrsaufkommens dar.

Der im Verbundvorhaben verfolgte Lösungsansatz zielt auf ein frühzeitiges Erkennen einer entstehenden Engpasssituation und darauf aufbauend auf eine möglichst optimale Nutzung der verbleibenden Ressourcen (z.B. Start- und Landebahnkapazität) durch einen kooperativ durchgeführten Planungsprozess.

Das Teilvorhaben KOPIM-Airport ermittelt hierfür die jeweils aktuell verfügbaren und die für die nächsten Stunden prognostizierten luftseitigen Betriebskapazitäten des Flughafens im CAPMAN (Capacity and Punctuality Manager). Darüber hinaus wird die Pünktlichkeit des Luftverkehrs ermittelt und prognostiziert.

Im Rahmen dieses Arbeitspaketes wurde einen Überblick gegeben, aus dem detaillierte Produktanforderungen abgeleitet werden können (Anforderungsanalyse). Das Dokument umfasst eine Beschreibung der erforderlichen Prozesse sowie Funktionalitäten des CAPMAN. Resultat ist eine erste Iteration eines Anforderungsmodells, welches zur Weiterverwertung an die Fraport AG übergeben wurde.

Folgende Arbeitsdokumente sind erstellt worden:

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
CAPMAN Anforderungsmodell Meilensteinbericht M.4320.1 Dateiname: M4320.1_CAPMAN_Grobspezifikation_V.1.00_FRA_060524_mk.doc 060828 CAPMAN_Anforderungsmodell_V.1.03.doc	M. Kettner Tilo Gerhold	V01.03

ATAMAN Evaluierungsprototyp

Im Rahmen dieses Teilvorhabens wurde der Evaluierungsprototyp des ATAMAN nach den Vorgaben der FRAPORT AG entwickelt. Des Weiteren wurde eine Evaluierungsumgebung eingerichtet, um den Prototypen zu testen. Der Evaluierungsprototyp ist modular aufgebaut (siehe Abbildung) und arbeitet weitestgehend datenbankbasiert.

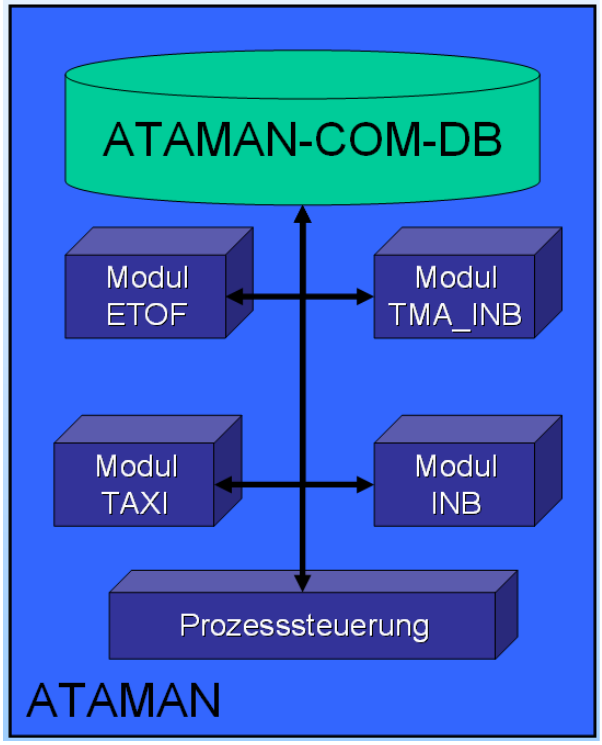


Abb. 1 Module des ATAMAN-Evaluierungsprototyp

Im Rahmen der Evaluierung wurden die Algorithmen und Parameter verfeinert. Eine ausführliche Dokumentation wurde an die TU-Dresden übergeben und dient der weiteren Systementwicklung.

Die folgende Abbildung veranschaulicht die - laut Fraport AG - zu berücksichtigenden Meilensteine und Prozesszeiten im Air-to-Air-Prozessmodell.

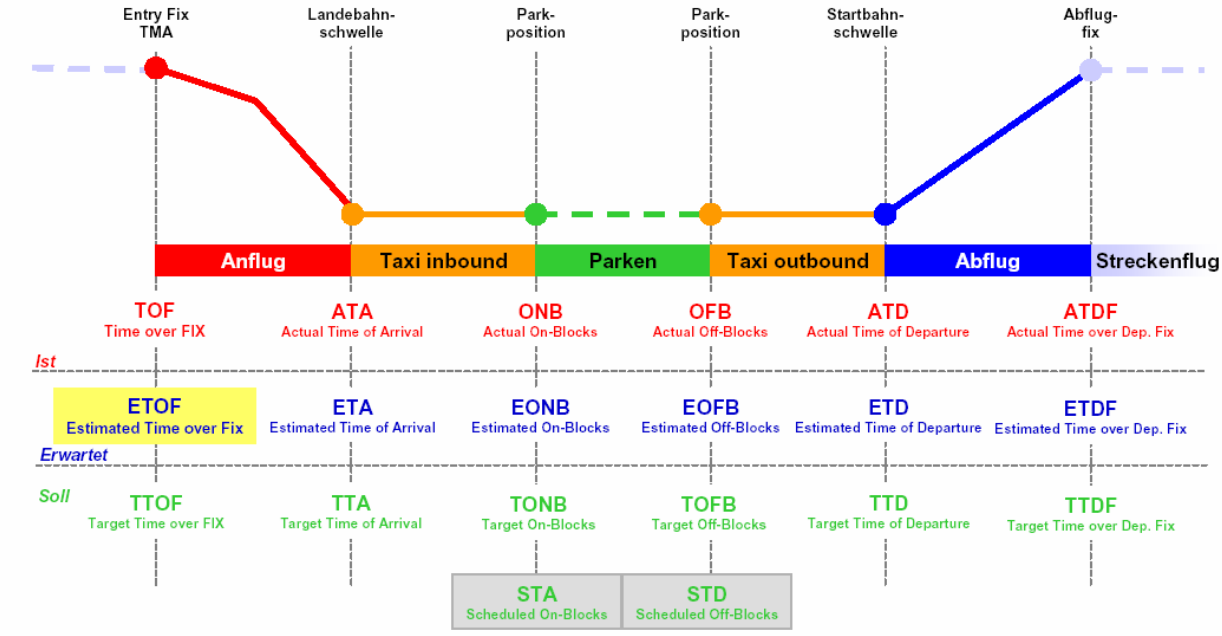


Abb. 2 Meilensteine und Prozesszeiten im Air-to-Air-Prozessmodell (Quelle: Fraport AG)

Im Evaluierungsprototypen wurde der Inboudprozess vollständig abgebildet.

Folgende Dokumente sind erstellt worden:

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Datenbankdesign der Kommunikationsdatenbank Dateiname: 070227 ATAMAN_COM_DB v01.02.doc	Tilo Gerhold	V01.02
Spezifikation ATAMAN ETOF Prozessspezifikation Modul zur Bestimmung und Prognose der ETOF Dateiname: 070302 ATAMAN ETOF v01.00_tg.pdf	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V01.00
ATAMAN-ETOF-DB Datenbankdesign Datenbankdesign Modul zur Bestimmung und Prognose der EFOF Dateiname: 070202 ATAMAN-etof-DB v01.00.pdf	Sophie Jeschke Tilo Gerhold	V01.00
Spezifikation ATAMAN-INB Modul zur Berechnung der Inbound Prozessmeilen-steine und Prozesszeiten Dateiname: 070305 ATAMAN_INB v01.00_tg.pdf	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V01.00
Datenbankdesign Modul zur Berechnung der Inbound Prozessmeilen-steine und Prozesszeiten Dateiname: 070206 ATAMAN-INB-DB v01.10.pdf	Sophie Jeschke Tilo Gerhold	V01.10
ATAMAN_TAXI Prozessspezifikation und Prototyping Dateiname: 070411 ATAMAN_Taxi v03.00.pdf	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V03.00
ATAMAN-TAXI-DB Datenbankdesign Dateiname 070411 ATAMAN-Taxi-DB v02.00_tg.doc	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V02.00
Spezifikation Modul zur Berechnung der Anflugzeiten Dateiname: 070209 ATAMAN_TMA_INB v01.00.pdf	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V01.00

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Datenbankdesign Modul zur Berechnung der Anflugzeiten Dateiname: 070228 ATAMAN-TMA-inb-DB v1.00.pdf	Tilo Gerhold M. Kettner Ch. Gladigow	V01.00
ATAMAN-SIM Evaluierungsumgebung des ATAMAN Dateiname: 070313 ATAMAN_SIM v01.00_sj.doc	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V01.00
Datenbankdesign zur Evaluierungsumgebung des ATAMAN Dateiname: 070312 ATAMAN-SIM-DB v00.01.doc	Tilo Gerhold Sophie Jeschke	V00.01

CAPE

Das *Capacity and Performance Evaluation System* (CAPE) ist ein Softwaresystem zur kontinuierlichen Erfassung und Auswertung der Luftverkehrsdaten am Flughafen. Das System wurde in zwei Ausbaustufen realisiert. Die erste Ausbaustufe wurde planmäßig im Rahmen des Teilvorhabens KOPIM-AP fertig gestellt. Die Realisierung der zweiten Ausbaustufe erfolgte im Rahmen eines Unterauftrages von Fraport an die TU-Berlin.

CAPE schafft eine verlässliche Datenbasis zur strategischen Steuerung der Verkehrsnachfrage, des Kapazitätsangebots und der Pünktlichkeit durch Optimierung der:

- Flugplan-Koordinierungseckwerte ➔ Optimierung der Verkehrsnachfrage
- S/L-Bahnnutzungsstrategie ➔ Optimierung der Kapazitätsnutzung
- Qualität der Verkehrsabwicklung ➔ Optimierung der Pünktlichkeit

und dient darüber hinaus zur Ermittlung von luftseitigen Verspätungsgründen.

Die Daten der Fraport-Systeme CAPMAN und ATAMAN werden durch den CAPE langfristig aufgezeichnet, gespeichert und ausgewertet werden. In den betrieblichen Planungs- und Steuerungssystemen ATAMAN und CAPMAN werden die Datenbanken in regelmäßigen Abständen gelöscht. Durch den CAPE werden die benötigten Daten archiviert und stehen für eine spätere Auswertung zur Verfügung.
Folgende Daten werden anforderungsgemäß durch den CAPE archiviert:

- ATAMAN-Daten
- CAPMAN-Daten

Der CAPE verfügt über Prozesse zur Berechnung steuerungsrelevanter Kenngrößen. Des Weiteren besitzt der CAPE eine Prozesssteuerung, über die ein zeitgesteuertes Ausführen der verschiedenen Berechnungsprozesse ermöglicht wird.

Die Ergebnisse der CAPE-Berechnungen werden in einer speziellen Ergebnistabelle abgelegt und archiviert.

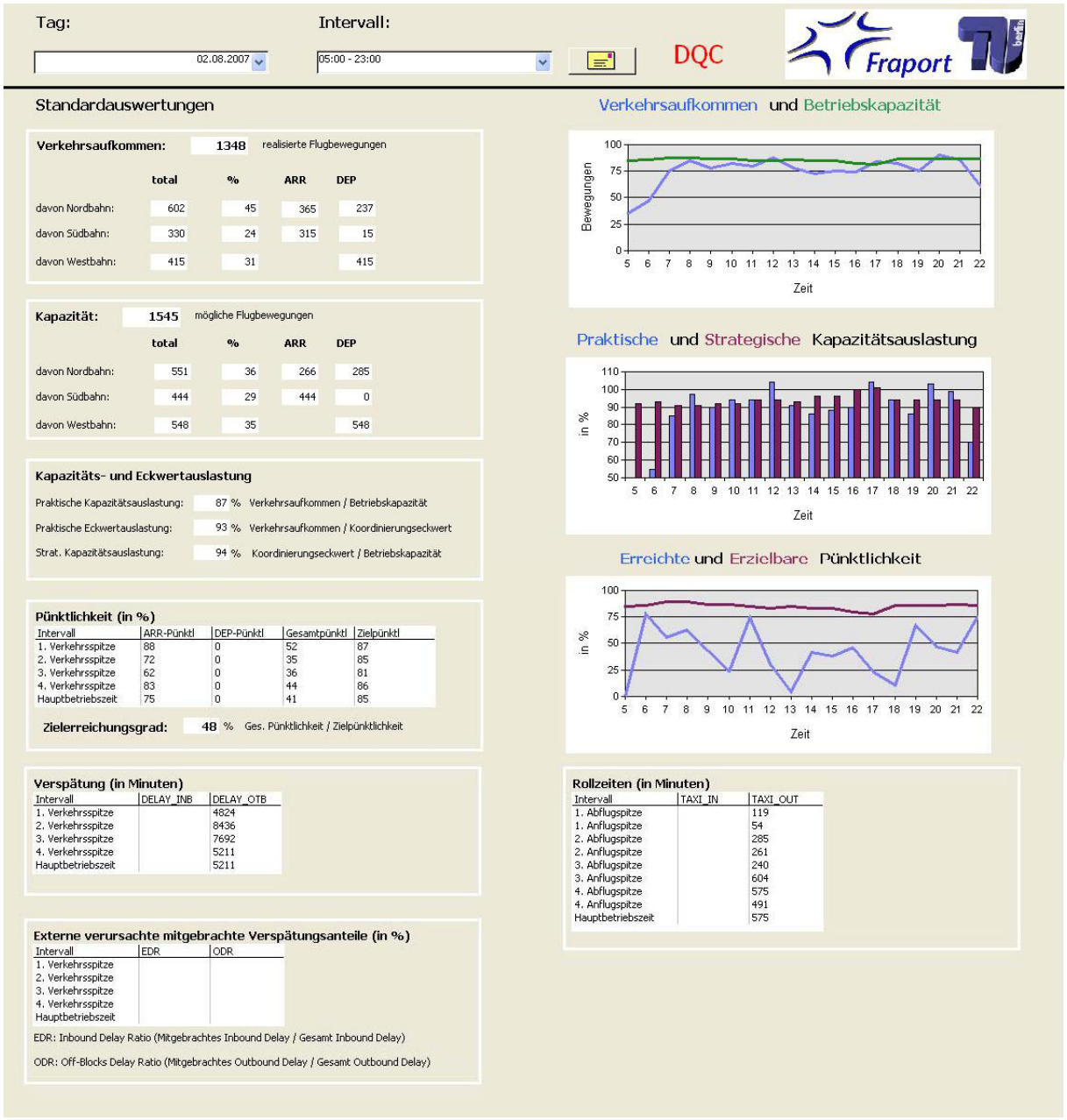


Abb. 3 Benutzerschnittstelle (CAPE-HMI) Tagesauswertung

Zur Darstellung der Ergebnisse wurde eine Benutzerschnittstelle (siehe Abbildung) entwickelt, über welche die in der Ergebnistabelle hinterlegten Daten gefiltert und dargestellt werden können. Zusätzlich können über das HMI die Standardtagesauswertungen automatisiert per E-Mail verschickt und die (Standard-) Wochen- und Monatsauswertungen darstellt werden.

Die Programmierung des CAPE erfolgte in Java unter Zuhilfenahme von SQL Statements.

Folgende Arbeitsdokumente wurden im Rahmen der CAPE-Entwicklung erstellt.

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Capacity and Performance Evaluation System – Konzept – Dieses Dokument beschreibt den Systemaufbau des CAPE, sowie dessen Systemgrenzen. Dateiname: 071016 CAPE_Konzept v03.00.pdf	Sophie Jeschke Tilo Gerhold	V03.00
CAPE Systemumgebung (Reader) Dieses Dokument beschreibt die Systemumgebung des CAPE, sowie Hardware und Softwarevoraussetzungen und Randbedingungen. Dateiname: 071016 CAPE_Systemumgebung v02.00.pdf	Sophie Jeschke Tilo Gerhold	V02.00
CAPE - Schnittstelle zu CAPMAN und ATAMAN Dieses Dokument beschreibt die Schnittstellen des CAPE zu den Systemen CAPMAN und ATAMAN. Dateiname: 071130 CAPE_CAPMAN_ATAMAN Schnittstelle v04.00.pdf	Sophie Jeschke Tilo Gerhold	V04.00
CAPE-DB Datenbankdesign Dieses Dokument beschreibt den Aufbau der systeminternen Datenbank. Dateiname: 071206 CAPE DB v02.00.pdf	Sophie Jeschke Tilo Gerhold	V02.00
CAPE Prozessspezifikation Dieses Dokument enthält eine Dokumentation der Systementwicklungsphasen, Anforderungsanalyse, Prozessspezifikation, Programmierung und Evaluierung. Dateiname: 071206 CAPE Prozessspezifikation V01.00.pdf	Sophie Jeschke	V01.00
CAPE Beschreibung HMI CAPE_Beschreibung_HMI v01.00.pdf Dieses Dokument enthält eine Beschreibung der Benutzerschnittstelle des CAPE.	Mattes Kettner Sophie Jeschke	V01.00
CAPE JAVADOC Dokumentation des Programmquellcodes des CAPE	Christian Gladigow Sophie Jeschke	

Dokumentname / Beschreibung	Autoren	Stand
Abschlussbericht CAPE 071210 CAPE Abschlussbericht v01.00.doc	Sophie Jeschke	V01.00

Die Arbeiten am CAPE wurden durch die TU-Berlin im Rahmen eines Unterauftrages von der FRAPORT AG fortgeführt.

7 voraussichtlicher Nutzen und mögliche Verwertung

Die erfassten Anforderungen an einen CAPMAN wurden in einer ersten Iteration an die Fraport AG geliefert, eine Verwertung der Ergebnisse kann nur durch die Fraport AG erfolgen. Beispielsweise können in einer weiteren Iteration weitere Anforderungen durch die Systembenutzer eingebracht werden bzw. kann das Anforderungsmodell direkt zur weiteren Systementwicklung genutzt werden.

Durch die Entwicklungen am ATAMAN sind umfassende Kenntnisse über Planungs- und Steuerungsprozesse im Luftverkehrsmanagement gesammelt und technische Systeme zur Prognose von Prozesszeiten im Air-to-Air-Prozessmodell entwickelt worden, die nun in Folgeprojekten eingesetzt werden können.

Die Entwicklung des CAPE wurde abgeschlossen. Eine direkte Verwertung kann ausschließlich durch den Projektpartner Fraport AG erfolgen, da hier eine komplette Übergabe erfolgt ist. Jedoch ist die TU-Berlin in der Lage mit Hilfe der gewonnenen Erkenntnisse bei Bedarf das System in Zusammenarbeit mit der Fraport AG weiterzuentwickeln. Die Realisierung einer zweiten Ausbaustufe erfolgte bereits im Rahmen eines Unterauftrages.

8 bekannt gewordener Fortschritt anderer Stellen

Das System CAPMAN wurde bei der Fraport AG implementiert und befindet sich dort im betrieblichen Einsatz.

Die Fraport AG betreibt das System ATAMAN und CAPE in einer Evaluierungsumgebung. Die entwickelten Systeme können durch den Projektpartner Fraport AG weiterentwickelt, implementiert und/oder vermarktet werden.

Die TU-Dresden hat die Dokumentationen zum ATAMAN-Evaluierungsprototypen von der TU-Berlin erhalten und kann auf dieser Grundlage ein implementierungsfähiges System nach den Vorgaben der Fraport AG programmieren.

9 erfolgte und geplante Veröffentlichungen

Durch die TU-Berlin sind über die projektinternen Dokumentationen hinaus keine Veröffentlichungen erfolgt.

Annex A: Begriffsbestimmungen

Grundsätzlich gelten die Begriffsbestimmungen der einschlägigen Regelwerke des Air Traffic Management (ATM).

Annex B: Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
AP	Arbeitspaket
ATAMAN	Air to Air Process Manager
ATC	Air Traffic Control
ATM	Air Traffic Management
CAPMAN	Capacity Manager
CLOU	Cooperative Local Ressource Planner
DFS	DFS Deutsche Flugsicherung GmbH
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DMAN	Departure Manager
K-ATM	Kooperatives Air Traffic Management
LDSS	Local Decision Support System
LUFO	Luftfahrtforschungsprogramm
TV	Teilvorhaben

- Ende des Dokumentes -

Verbundvorhaben KATM

Teilvorhaben GBAS

Abschlußbericht

Verbundpartner TU Berlin

Partner:	**DFS Deutsche Flugsicherung GmbH** **TU Berlin**
Zuwendungsempfänger:	**TU Berlin**
Förderkennzeichen:	**10024635**
Laufzeit des Vorhabens:	**1.8.2003 – 31.12.2007**
Berichtszeitraum:	**26.03.2004 – 31.07.2007**
Berichterstatter:	**TU Berlin**

Erstellt:	**Dipl.-Ing. André Schüttpelz**
Genehmigt:	**Prof. Dr.-Ing. Manfred Fricke**

Datum:	04.12.2007
Version:	1.0

Impressum

Technische Universität Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr
Sekretariat F3
Marchstraße 12 – 14
D – 10587 Berlin

Autoren / Projektmitarbeiter	Dipl.-Ing. André Schüttpelz cand. Ing. Niclas Dzikus cand. Ing. Emad Younis
Projektleiter	Prof. Dr.-Ing. Manfred Fricke
Gedruckt:	17.12.2007 14:15:00
Zuletzt geändert / gespeichert:	17.12.2007 14:14:00
Anzahl Seiten:	144

Freigabevermerk

Die Freigabe von Dokumenten auf elektronischem Weg erfolgt über den entsprechenden Begleittext in der jeweiligen Mail (ggf. dem Dokument anhängen).

Datenschutz und Geheimhaltung

Entsprechend dem Kooperationsvertrag verpflichtet sich jeder Partner, die von den anderen Partnern erhaltenen Informationen mit der gleichen Sorgfalt zu schützen, mit der er eigene Geschäfts- und Betriebsgeheimnisse schützt.

Copyright © 2007: nachfolgend gelistete Verbundpartner:
Airbus Deutschland GmbH
Delair Air Traffic Systems GmbH
Deutsche Lufthansa AG
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (Institut für Flugführung)
DFS Deutsche Flugsicherung GmbH
Fraport AG
Thales ATM GmbH
TU-Berlin (Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr)
TU-Braunschweig (Institut für Eisenbahnwesen und Verkehrssicherung)
TU-Darmstadt (Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik)
TU-Dresden (Institut für Luftfahrt)

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

INHALTSVERZEICHNIS

INHALTSVERZEICHNIS I
ABBILDUNGSVERZEICHNIS IV
TABELLENVERZEICHNIS IX
ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS X
1 SCHLUSSBERICHT 1
1.1 Kurze Darstellung 1
1.1.1 Aufgabenstellung 1
1.1.2 Voraussetzungen, wissenschaftlicher und technischer Stand 2
1.1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens 3
1.1.4 Angabe der verwendeten Fachliteratur 4
1.1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen 4
1.1.5.1 Zusammenarbeit mit den Partnern 4
1.1.5.2 FE-Unteraufträge 5
1.2 Eingehende Darstellung 5
1.2.1 Ergebnisse des Vorhabens 5
1.2.1.1 AP 7610 – Konzept der Datensammlung und –auswertung 5
1.2.1.2 AP 7620 – Entwicklung und Beschaffung der Tools 6
1.2.1.3 AP 7630 – Auswertung der Bodendaten 7
1.2.1.4 AP 7640 – Auswertung der Borddaten 9
1.2.1.5 AP 7650 – Bewertung der Daten 9
1.1.1 Voraussichtlicher Nutzen Verwertbarkeit 11
1.1.2 Bekannt gewordener Fortschritt anderer Stellen 11
2 SACHBERICHT 12
2.1 Einleitung 12
2.1.1 Ziele 12
2.1.2 Übersicht über die im AP7600 erstellten Einzeldokumente 13
2.1.3 GBAS Systembeschreibung 14
2.2 Planung der Datenerfassung 15
2.2.1 Einführung 15
2.2.2 Systemanforderungen – geforderte Performance 16
2.2.3 Einflüsse auf Performance 18
2.2.3.1 Einflüsse auf die Genauigkeit 18

2.2.3.2 Einflüsse auf die Integrität 20
2.2.3.3 Einflüsse auf die Kontinuität 22
2.2.3.4 Einflüsse auf die Verfügbarkeit 23
2.2.4 Erfassung der Einflüsse 23
2.2.4.1 Flugzeugcharakteristik und -Dynamik 23
2.2.4.2 Receiverdynamik 23
2.2.4.3 Satellitengeometrie 24
2.2.4.4 Verdecken von Satelliten 24
2.2.4.5 Hochfrequente Störungen – Interferenz 24
2.2.4.6 Mehrwegeausbreitung 25
2.2.4.7 Atmosphärische Einflüsse 26
2.2.4.8 Empfangsbereich – Coverage Volume 26
2.3 Toolbeschreibung 27
2.3.1.1 Übersicht 27
2.3.1.2 EUROCONTROL PEGASUS Tools 27
2.3.1.3 Eigene Tools 30
2.4 Datenerfassung 35
2.4.1 Übersicht 35
2.4.2 Voruntersuchungen 36
2.4.3 Datenaufzeichnung während der Messkampagne am Flughafen Frankfurt / Main im April 2005 38
2.4.4 Datenaufzeichnung während der Messkampagne am Flugplatz Egelsbach im Januar 2006 41
2.4.5 GBAS Simulation im FFS 44
2.5 Durchgeführte Auswertungen 48
2.5.1 Bodendaten 48
2.5.1.1 Voruntersuchungen 48
2.5.1.2 Messkampagne in EDDF 04/05 50
2.5.1.3 Messkampagne in EDFE 01/06 – Vergleich MEDLL und CMC 77
2.5.1.4 Bodendatenauswertung EDDW - Vergleich verschiedener Filtertopologien für das PEGASUS Multipath Module 82
2.5.1.5 PEGASUS Processing 85
2.5.2 Borddaten 89
2.5.2.1 Messkampagne in EDDF 04/05 89
2.5.2.2 Messkampagne in EDFE 01/06 99
2.5.2.3 GBAS Simulation im FFS 111

2.6 Datenbewertung / Ergebnisse 119
2.6.1 Genauigkeitsuntersuchung 119
2.6.2 Kontinuitätsuntersuchung 119
2.6.3 Mehrwegeausbreitungseinflüsse 120
2.6.4 Ionosphärische Einflüsse 121
2.6.5 VHF Feldstärken 121
2.6.6 Simulationsergebnisse 121
2.6.7 Identifizierte Technische Verbesserungsmöglichkeiten 122
2.7 Möglichkeiten der weiteren Entwicklung des GBAS 123
2.8 Zusammenfassung und Ausblick 124
QUELLENVERZEICHNIS 127

ABBILDUNGSVERZEICHNIS

Abbildung 1: K-ATM/GBAS Gesamtprojekt 3
Abbildung 2: Übersicht über die von der TU Berlin bearbeiteten Arbeitspakete 3
Abbildung 3: Zeitplanung 4
Abbildung 4: GBAS Bestandteile (eigene Darstellung) 14
Abbildung 5: Entwicklung des Vorgehens der Datenauswertung 16
Abbildung 6: Zusammenhänge zwischen NSE, PL, AL und TTA 21
Abbildung 7: PEGASUS Module (aus EUROCONTROL, LATO9) 28
Abbildung 8: Schematische Darstellung der Funktionsweise von zconv und ggconv 31
Abbildung 9: KBT- Flussdiagramm 33
Abbildung 10: Flussdiagram zur Auswertung der Signalstärken 34
Abbildung 11: MDES Rack und GBAS Prototypenstation – Honeywell SLS-3000 (Quelle: DFS) 37
Abbildung 12: Übersicht (Quelle: DFS) 39
Abbildung 13: Positionierung der Antennen (Quelle: DFS) 39
Abbildung 14: Einbau der Septentrio Empfänger in das RSMU Gehäuse (Quelle: DFS) 40
Abbildung 15: Einbau der Bordatenaufzeichnungsgeräte (Quelle: DFS) 40
Abbildung 16: Luftfahrtkarte mit den Flughäfen Frankfurt a. M. und Egelsbach 41
Abbildung 17: Systemkomponenten der GBAS- Bodenstation (EDDF) 42
Abbildung 18: Forschungsflugzeug der TU Braunschweig (Do128-6) 42
Abbildung 19: Rockwell-Collins MMR (links) und GBAS Experimentalcockpit (rechts) 43
Abbildung 20: Simulation der Feldstärke der Bodenstation (Quelle: DFS) 43
Abbildung 21: Coverage Volume und PAR der THR27 (EDFE) 44
Abbildung 22: A330/340 FFS – Außenansicht 45
Abbildung 23: A330/340 FFS – Cockpit 46
Abbildung 24: Regelkreisstruktur 46
Abbildung 25: GBAS Modifikation 47
Abbildung 26: Vertikaler Positionsfehler der empfängerinternen Positionslösung für RSMU 2 49
Abbildung 27: Anhand der aufgezeichneten PRs berechnete vertikaler Positionsfehler für RSMU 2 50
Abbildung 28: Einbrüche in der Anzahl der Korrekturen 51
Abbildung 29: Vorgehen bei der GAD Analyse mit PEGASUS CAP 56
Abbildung 30: Vorgehen bei der GAD Analyse mit MATLAB 56
Abbildung 31: Vorgehen bei der Auswertung CMC mit Iono L1/L2 direkt 56

Abbildung 32: Laufzeitfehler durch ionosphärische Refraktion, ungeglättet 57

Abbildung 33: CMC Werte bestimmt mit ungeglätteter ionosphärischer Verzögerung 57

Abbildung 34: Laufzeitfehler durch ionosphärische Refraktion, geglättet 58

Abbildung 35: CMC Werte bestimmt mit geglätteter ionosphärischer Verzögerung 58

Abbildung 36: CMC Werte bestimmt mit geglätteter ionosphärischer Verzögerung 59

Abbildung 37: Betrag der ungeglätteten ionosphärischen Verzögerung über dem Elevationswinkel 59

Abbildung 38: Betrag der geglätteten ionosphärischen Verzögerung über dem Elevationswinkel 60

Abbildung 39: Datenprozessierung L1/L2 GILION 60

Abbildung 40: Vergleich der ionosphärischen Fehleranteile, berechnet mit unterschiedlichen Verfahren 61

Abbildung 41: Vergleich der ionosphärischen Fehleranteile, berechnet mit GILION für PRN 1 62

Abbildung 42: Datenprozessierung für die Methode der kurzen Samples 62

Abbildung 43: Bestimmung des ionosphärischen Fehlers 63

Abbildung 44: Entfernen von Empfängerfehlern 63

Abbildung 45: Wiederholbarkeit des Multipathfehlers 64

Abbildung 46: Wiederholbarkeit des Multipathfehlers, Zoom 65

Abbildung 47: Anhand trägerphasengeglätteter Schrägentfernungen gewonnene Multipathrichtungen für RSMU2, Tag 103 65

Abbildung 48: Anhand ungeglätteter Schrägentfernungen gewonnene Multipathrichtungen für RSMU2, Tag 103 66

Abbildung 49: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.1 67

Abbildung 50: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.2 68

Abbildung 51: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.3 69

Abbildung 52: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.4 und .2.4.2.5 70

Abbildung 53: minimale Elevationswinkel an allen RSMU's, Tag 098 72

Abbildung 54: Aufstellung der RSMU Antennen (Quellen: Foto: Google-Earth, Zeichnung: DFS) 73

Abbildung 55: Multipathrichtungen für RSMU1 und Tag 098 74

Abbildung 56: Multipathrichtungen für RSMU2 und Tag 098 74

Abbildung 57: Simulierte Pseudorangekorrekturen 75

Abbildung 58: Simulierte Pseudorangekorrekturen 76

Abbildung 59: MT Sequenz der simulierten GBAS Messages 76

Abbildung 60: MT Sequenz der GBAS Messages der Bodenstation 77

Abbildung 61: 1358-1-final-all-rsmu Multipath Delay 78

Abbildung 62: 1358-1-final-all-rsmu Multipath D/U Verhältnis 79

Abbildung 63: 1358-1-final-all-rsmu Pseudorangefehler aufgrund von Multipath 80

Abbildung 64: 1358-1-final-all-rsmu Multipathrichtungen 80

Abbildung 65: 1358-1-final-all-rsmu Multipathfehler über Elevationswinkel 81

Abbildung 66: 1358-1-final-all-rsmu Histogram der Pseudorangefehler aufgrund von Multipath 81

Abbildung 67: Amplitudenspektren der verschiedenen Filter 83

Abbildung 68: Amplitudenspektrum der CMC Werte geglättet mit dem PEGASUS V4.2 Standard Filter 83

Abbildung 69: Amplitudenspektrum der CMC Werte geglättet mit dem PEGASUS V4.12 Filter 84

Abbildung 70: Amplitudenspektren der CMC Werte ungefilter (oben) und mit alternativem Filter geglättet (unten) 84

Abbildung 71: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne 85

Abbildung 72: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne 85

Abbildung 73: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne, PEGASUS V 4.12 Filter 86

Abbildung 74: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne, PEGASUS V 4.12 Filter 86

Abbildung 75: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne, PEGASUS V 4.2 Filter 87

Abbildung 76: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne, PEGASUS V 4.2 Filter 87

Abbildung 77: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne, Filter 1 88

Abbildung 78: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne, Filter 1 88

Abbildung 79: Einbau bei der Datenauswertung der MMR und Z-Sensor Daten 90

Abbildung 80: Horizontaler Positionsfehler (links: Simulation mit Z-Sensor, rechts: MMR) .. 91

Abbildung 81: horizontaler Positionsfehler und HPL (links: Simulation mit Z-Sensor, rechts: MMR) 91

Abbildung 82: vertikaler Positionsfehler und VPL (links: Simulation mit Z-Sensor, rechts: MMR) 92

Abbildung 83: Verlauf des DGPS_STAT 93

Abbildung 84: Stanford Plots der GBAS Simulation (links: horizontal, rechts: vertikal) 94

Abbildung 85: Anzahl der getrackten Satelliten über RX_TOM, farblich kodiert mit MZC 95

Abbildung 86: HPL, VPL, DGPS_STAT über RX_TOM 95

Abbildung 87: HPL und HNSE über RX_TOM 96

Abbildung 88: VNSE und VPL über RX_TOM 96

Abbildung 89: NSV_LOCK über RX_TOM aus MT1 (x-Achse: RX_TOM [s]; y-Achse: NSV_LOCK) 96

Abbildung 90: HPL über RX_TOM, MMR Verhalten (x-Achse:RX_TOM [s]; y-Achse: HPL [m]) 97

Abbildung 91: VPL über RX_TOM, MMR Verhalten (x-Achse:RX_TOM [s]; y-Achse: VPL [m]) 97

Abbildung 92: Anzahl der gesund markierten Satelliten an den RSMU's 98

Abbildung 93: xPL und xAL - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 99

Abbildung 94: Flugweg und Kontinuitätsereignisse – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 100

Abbildung 95: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL, Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 101

Abbildung 96: Signalstärke und Positionslösung für Fall 5) und 13) – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 102

Abbildung 97: Positionslösung der Kontinuitätsereignisse mit Konfigurationswechsel - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 103

Abbildung 98: Anzahl der Satelliten bei Kontinuitätsereignissen mit Konfigurationswechsel - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 104

Abbildung 99: Positionslösung und Anzahl der Satelliten für Fall 16) - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 104

Abbildung 100: Flugweg und Kontinuitätsereignisse innerhalb der PAR – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 105

Abbildung 101: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL innerhalb der PAR, Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 106

Abbildung 102: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL innerhalb der PAR über DH Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 107

Abbildung 103: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL innerhalb der PAR über DH, Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 108

Abbildung 104: Signalstärke und Flugzeugposition – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 110

Abbildung 105: Signalstärke und Flugzeugposition (horizontal) – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 110

Abbildung 106: Signalstärke und Flugzeugposition (vertikal) – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 . 111

Abbildung 107: Vorgehen bei der Auswertung 111

Abbildung 108: Lateraler Anflugpfad 112

Abbildung 109: Vertikaler Anflugpfad 113

Abbildung 110: 60m Durchstoßpunkte 113

Abbildung 111: Aufsetzpunkte 114

Abbildung 112: Lateraler und vertikaler TSE 114

Abbildung 113: Lateraler und vertikaler NSE 115
Abbildung 114: Delta NSE lateral und vertikal 115
Abbildung 115: Lateraler und vertikaler FTE aller Anflüge 116
Abbildung 116: Lateraler und vertikaler FTE ohne manuell geflogene Anflüge 116
Abbildung 117: Lateraler und vertikaler FTE ohne manuell geflogene und Anflüge mit Turbulenz 117
Abbildung 118: Mittelwerte und Standardabweichungen des FTE 118

TABELLENVERZEICHNIS

Tabelle 1: Anforderungen an die SIS Performance 17

Tabelle 2: Spektren hochfrequenter Störquellen (nach /35/) 25

Tabelle 3: Ergebnisse der Kontinuitätsbewertung – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04 120

ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS

AL	Alert Limit
ARINC	Aeronautical Radio, Inc
ASCII	American Standard Code for Information Interchange
ATC	Air Traffic Control
C/A	Coarse Acquisition
CAT	Category
CD	Compact Disc
CRM	Collision Risk Model
CSV	Comma Separated Value
DA	Decision Altitude
DFS	Deutsche Flugsicherung
DH	Decision Height
DOP	Dilution Of Precision
DVD	Digital Versatile Disc
EEC	EUROCONTROL Experimental Centre
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
ESA	European Space Agency
ESTB	EGNOS System Test Bed
EUROCAE	European Organisation for Civil Aviation Equipment
FAA	Federal Aviation Administration
FAP	Final Approach Point
FAS	Final Approach Segment
FASVAL	Final Approach Segment Vertical Alert Limit
FFS	Full Flight Simulator
FGA	First Glance Analysis
FHA	Functional Hazard Assessment
FTE	Flight Technical Error
GBAS	Ground Based Augmentation System
GDOP	Geometric Dilution Of Precision
GEO	Geostationary
GIMOS	GNSS Interference Monitoring System
GLONASS	Globalnaja Navigazionnaja Sputnikovaja Sistema
GNSS	Global Navigation Satellite System

GPS	Global Positioning System
HAL	Horizontal Alert Limit
HDOP	Horizontal Dilution Of Precision
HF	High Frequency
HMI	Hazardous Misleading Information
HNSE	Horizontal Navigation System Error
HPL	Horizontal Protection Level
I-GWG	International GBAS Working Group
ICAO	International Civil Aviation Organization
ICD	Interface Control Document
ILS	Instrument Landing System
KATM	Kooperatives Air Traffic Management
L1	L-Band Frequenz 1 (des GPS)
L2	L-Band Frequenz 2 (des GPS)
LAAS	Local Area Augmentation System
LAN	Local Area Network
LATO	Landing & Takeoff Task Force
LGF	LAAS Ground Facility
MA	Missed Approach
MARS	Modular Analysis and Research System
MASPS	Minimum Aviation System Performance Standards
MEDLL	Multipath Estimation Delay Locked Loop
MI	Misleading Information
MLA	Multipath Limiting Antenna
MMR	Multi Mode Receiver
MOPS	Minimum Operational Performance Standards
MT	Message Type
MTBF	Mean Time Between Failure
MTTR	Mean Time To Repair
NANU	Notice Advisory to NAVSTAR Users
NOTAM	Notices To Airmen
NSE	Navigation System Error
P(Y)	Precision
PEGASUS	Prototype EGNOS and GBAS Analysis System using SAPPHIRE

PL	Protection Level
PR	Pseudo Range
PSSA	Preliminary Safety Assessment
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring
RNP	Required Navigation Performance
RSMU	Remote Satellite Measurement Unit
RTA	Real Time Analyser
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics
RWY	Runway
S/N	Signal to Noise
SAPPHIRE	Satellite and Aircraft Database Project for System Integrity Research
SARPS	Standards And Recommended Practices
SBAS	Satellite Based Augmentation System
SIS	Signal In Space
SQM	Signal Quality Monitoring
SRF	Scientific Research Facility
TDOP	Time Dilution Of Precision
TSE	Total System Error
TTA	Time To Alert
TUB	Technische Universität Berlin
TV	Television
UGM	Unabhängiger GBAS Monitor
VAL	Vertical Alert Limit
VDB	VHF Data Broadcast
VDOP	Vertical Dilution Of Precision
VHF	Very High Frequency
VNSE	Vertical Navigation System Error
VPL	Vertical Protection Level
WAAS	Wide Area Augmentation System
XAL	Beliebiges, alle, in Richtung x AL
XNSE	Beliebige, alle, in Richtung x NSE
XPL	Beliebige, alle in Richtung x PL

1 SCHLUSSBERICHT

1.1 KURZE DARSTELLUNG

1.1.1 AUFGABENSTELLUNG

Die Zielsetzung des Teilvorhabens GBAS des K-ATM ist in der K-ATM Gesamtprojektbeschreibung (/2/) definiert. Dort heißt es zum Gesamtziel des Vorhabens: „Im Rahmen der Strategien von ICAO und EUROCONTROL sowie der DFS-eigenen „Strategie für den Einsatz der satellitengestützten Navigation in der Zivilluftfahrt“ zielt das Vorhaben auf die Einführung satellitengestützter Präzisionsanflugverfahren mit lokaler Differentialstation (GBAS: Ground Based Augmentation System; zunächst CAT I) in Deutschland.

Hierbei soll das Vorhaben in Zusammenarbeit mit der TU Berlin und unter Beteiligung der Industrie (GBAS-Bodenstation), zunächst im Rahmen eines Pilotprojekts mit dem Ziel der technischen Freigabe und Zulassung einer GBAS-Bodenstation sowie der betrieblichen Freigabe und Nutzung von Verfahren im Rahmen von GBAS CAT I am Flughafen Bremen umgesetzt werden. Die Ergebnisse dieses Pilotprojekts sollen dann die Basis für die Zulassung und die Nutzung der Verfahren an weiteren Flughäfen bilden.

Ein weiteres angestrebtes strategisches Ziel wird die nachfolgende Überführung der dann zugelassenen Verfahren zur Nutzung von GBAS CAT I in solche von GBAS CAT II/III sein, deren Einführung ohne die detaillierte Auswertung der Erfahrungen der Stufe CAT I und im Rahmen der bislang vorliegenden internationalen Standards derzeit noch nicht möglich ist. Durch die Einführung dieser Verfahren wird nicht nur den Ansprüchen der Luftraumnutzer (Airlines) Rechnung getragen, sondern insbesondere auch eine effizientere Luftraumnutzung (Kapazitätssteigerung) mit den einhergehenden Effekten der Umwelt- und Ressourcenschonung und den wünschenswerten Synergien der Wirtschaftlichkeit, Pünktlichkeit usw. zu erwarten sein. Durch die enge Verknüpfung zur Forschung wird die Entwicklung einer internationalen Führungsrolle auf diesem Gebiet angestrebt.“

Die Zielsetzung des von der TU Berlin bearbeiteten Arbeitspaketes AP 7600 – Datenauswertung wird in /2/ wie folgt definiert: „Eine Voraussetzung für das Verständnis und die Weiterentwicklung der GBAS-Landesysteme ist ihre Langzeitbeobachtung im Betrieb. Zu diesem Zwecke sollen die aus den Arbeitspaketen AP 7340 sowie AP 7520 und 7530 verfügbaren Daten systematisch erfasst und ausgewertet werden. Als Ergebnis soll eine detaillierte Bewertung der Zuverlässigkeit und des Betriebsverhaltens des Gesamtsystems ermöglicht werden. Mit dem in AP 7300 entwickelten UGM steht ein einzigartiges Messsystem zur PerformanceÜberwachung von GBAS-Bodenstationen zur Verfügung. Zusätzliche Daten ergeben sich aus der Flugvermessung (AP 7520) und den betrieblichen Flugversuchen (AP 7530). Aus dieser großen Informationsmenge müssen die für eine Auswertung relevanten Daten identifiziert werden. Hierbei wird auch auf bestehende Erfahrungen der EUROCONTROL-Arbeitsgruppe GBAS Safety Asessment zurückgegriffen. Insbesondere sind die im Rahmen der FHA (Functional Hazard Analysis) und der folgenden Sicherheitsanalysen (PSSA, SSA) des GBASLandesystems benannten Parameter für eine genauere Betrachtung von Bedeutung. Für die Erfassung der Daten sind insbesondere für die Flugvermessung und die Flugversuche geeignete Prozesse zu entwickeln. Die Qualität der ermittelten Daten muss sichergestellt werden. Zu diesem Zweck sind nicht nur die Daten der GBAS-Station von Bedeutung, sondern auch die Genauigkeit und Zuverlässigkeit des UGM, die ebenfalls aus den Messdaten validiert werden.

Für die Datenauswertung muss eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse sichergestellt werden. Zu diesem Zweck sollen die im Auftrag des Eurocontrol Experimental Centers entwickelten MARS-Tools (Modular Analysis and Research System) auf ihre Nutzbarkeit evaluiert und ggf. erweitert werden. Vorteil dieses Toolsets ist, dass sie von den entsprechenden Fachgruppen als Basis akzeptiert sind. Ausgehend von diesen Tools sollen erforderliche Erweiterungen und Schnittstellen spezifiziert und implementiert werden. Abschließend sind die Daten zu bewerten mit den Zielsetzungen:

- Identifikation technischer Fehler und Vorschlag von Verbesserungsansätzen
- Erbringen von Sicherheitsnachweisen (z. B. für AP 7460)
- Bereitstellung von Grundlagen für die Verfahrenserweiterung (z. B. GBAS-Modellierung für ein Collision Risk Model – CRM).“

Im Bereich der GBAS Bodenstation kam es zu herstellerseitigen Verzögerungen, die eine Anpassung des Zeitplanes des GBAS Projektes erforderten. Die Verfügbarkeit einer installierten und zugelassenen Bodenstation in Bremen ab Mitte 2007, erforderte eine Anpassung der davon abhängigen Arbeitsschritte.

Wegen der späteren Verfügbarkeit einer zugelassenen Bodenstation war es nötig für erste Untersuchungen auf Protypensysteme zurückzugreifen. Daher wurde die am Flughafen Frankfurt/Main installierte Beta-LAAS, Honeywell SLS-3000 Station dazu genutzt, erste GBAS Messungen durchzuführen.

Zwar ist es nicht möglich diese Station soweit aufzurüsten, dass sie den Vorschriften für eine GBAS Station genügt, dennoch sollten im Rahmen statischer Messungen die Erfahrungen im Betrieb der Differentialstation ausgebaut werden. Die gewonnenen Daten sollten der Entwicklung und Validierung der Auswertetools dienen, aber auch für die Gewinnung detaillierter Kenntnisse der Datenverarbeitung innerhalb der Bodenstation. Auch konnten Aufschlüsse über die Verfügbarkeit gewonnen werden, zumindest ist eine Bewertung jener Einflüsse möglich, die nicht vom Ausfallverhalten der Station abhängig sind, bzw. Einflüsse, die nicht stationsspezifisch sind. Die gewonnenen Daten können auch Aufschlüsse über das Auftreten von Ursachen, die zu Integritäts- bzw. Kontinuitätsereignissen führen können, liefern.

1.1.2 VORAUSSETZUNGEN, WISSENSCHAFTLICHER UND TECHNISCHER STAND

Auch die Voraussetzungen zum Projektstart wurden in (/1/) festgehalten, diese sind hier wiedergegeben: „Im Rahmen der Strategien von ICAO und EUROCONTROL verfolgt die DFS schon seit längerer Zeit das Ziel, die Satellitennavigation sukzessive für alle Flugphasen einzuführen. In der DFS-eigenen „Strategie für den Einsatz der satelliten-gestützten Navigation in der Zivilluftfahrt“ heißt es, dass der Grundgedanke dieser Strategie ein stufenweises Vorgehen mit einer sich schrittweise erweiternden - also auf den Erfahrungen der vorausgehenden Stufen basierenden - Nutzung ist. Nach der erfolgreichen Einführung GPS-basierter An- und Abflugverfahren sowie der GPS-basierten Flächennavigations-Verfahren (RNAV) im Flughafennahbereich (TMA) stellen die Verfahren zur Nutzung von GBAS CAT I die konsequente Fortführung dieser Strategie in Richtung der letzten Flugphase der Landung dar. Die technischen Anforderungen (SARPs) der ICAO für GBAS der Stufe CAT I sind seit November 2001 verfügbar (Amendment 76 to Annex 10) und im November 2002 ergänzt worden (Amendment 77 to Annex 10). Die entsprechenden Verfahrenskriterien sind durch das OCP3 der ICAO entwickelt worden und wurden im November 2004 verabschiedet. Zur betrieblichen Umsetzung des Vorhabens ist nun ein grundsätzliches ATC-Betriebskonzept für GBAS CAT I zu entwickeln, das die Grundlage für die flächendeckende Einführung von GBAS CAT I in Deutschland sein soll. Durch eine enge internationale Zusammenarbeit sowie Erfahrungsaustausch im Rahmen von ICAO, EUROCONTROL und JAA ist ein allgemein akzeptierter Stand von Wissenschaft und Technik für ein derartiges Vorhaben gegeben.

Die DFS hat eine große Erfahrung im Betrieb von bodengestützten GNSS basierten Anflugsystemen, angefangen von dem ersten Prototyp einer SCAT-I (Special Category I) Bodenstation D910 im Jahr 1995 am Flughafen in München über das finale, FAA zugelassene Produkt D920 der Firma DASA/NFS bis zum heute installierten Prototyp einer ICAO konformen CAT-I Bodenstation SLS-3000 der Firma Honeywell. Letztere dient bisher ausschließlich der technischen Erfahrung und ist Bestandteil eines umfangreichen GNSS Überwachungssystems. Dieses ist seit 1998 am Flughafen in Frankfurt in Betrieb und hat durch zahlreiche Veröffentlichungen auf führenden internationalen Kongressen (z.B. ION

GPS 2000 in Salt Lake City, GNSS 2002 in Kopenhagen, International Flight Inspection Symposium IFIS 2002 in Rom) internationale Aufmerksamkeit erlangt. Die Erfahrungen mit diesen Systemen sind auch in die europäische (EUROCONTROL, EUROCAE) und internationale Gremienarbeit und Standardisierung (ICAO GNSSP, ICAO TRNSG) eingeflossen. Dieses betrifft sowohl die Spezifikation und den Betrieb der Systeme wie auch die Felderkundung und Flugvermessung der Prototypen."

1.1.3 PLANUNG UND ABLAUF DES VORHABENS

Die Struktur des gesamten Teilvorhabens GBAS des K-ATM kann Abbildung 1 entnommen werden. Von den dort angegebenen Arbeitspaketen bearbeitete die TU Berlin das Arbeitspaket AP 7600 – Datenaufzeichnung und –auswertung.

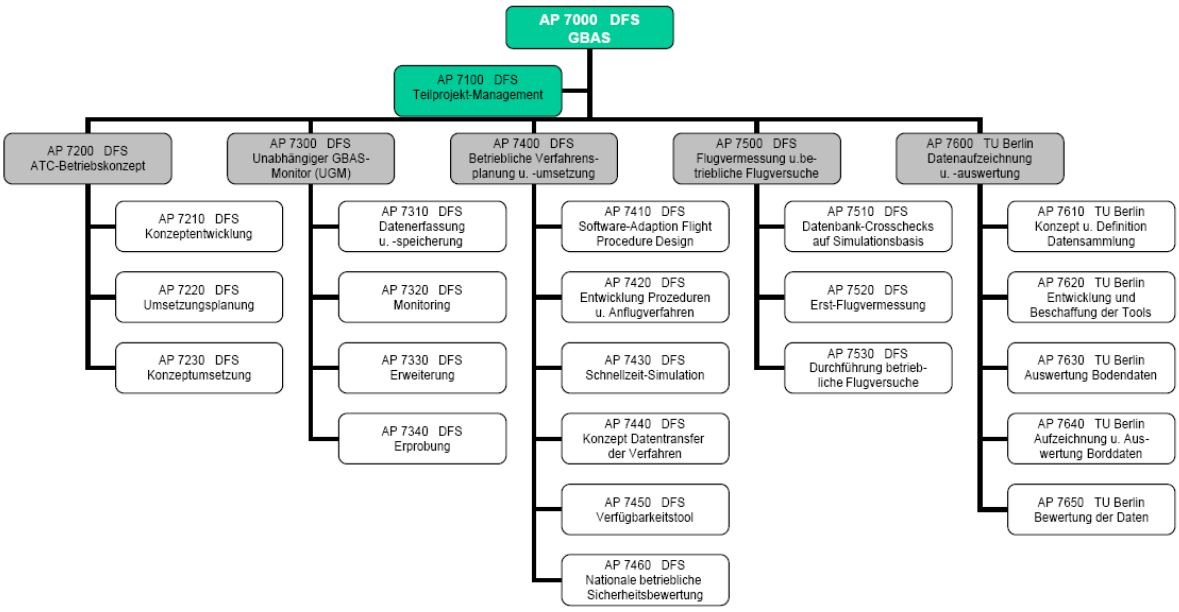


Abbildung 1: K-ATM/GBAS Gesamtprojekt

Die Gliederung des Arbeitspaketes D7600 in die einzelnen Arbeitspakete ist in Abbildung 2 gezeigt.

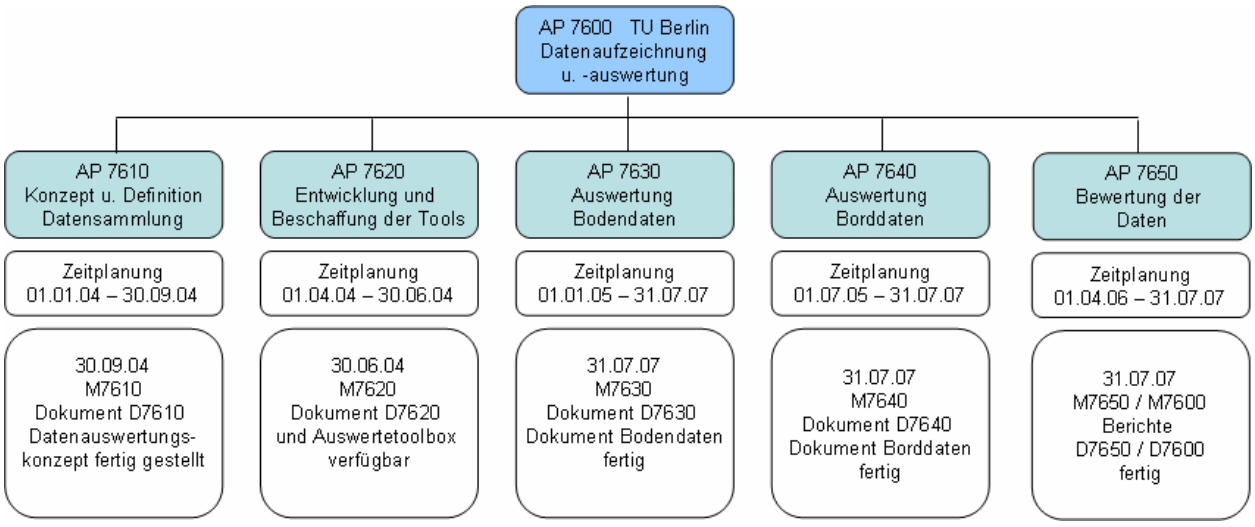


Abbildung 2: Übersicht über die von der TU Berlin bearbeiteten Arbeitspakete

Abbildung 3 zeigt die umgesetzte Zeitplanung des Teilvorhabens GBAS für alle einzelnen Arbeitspakete.

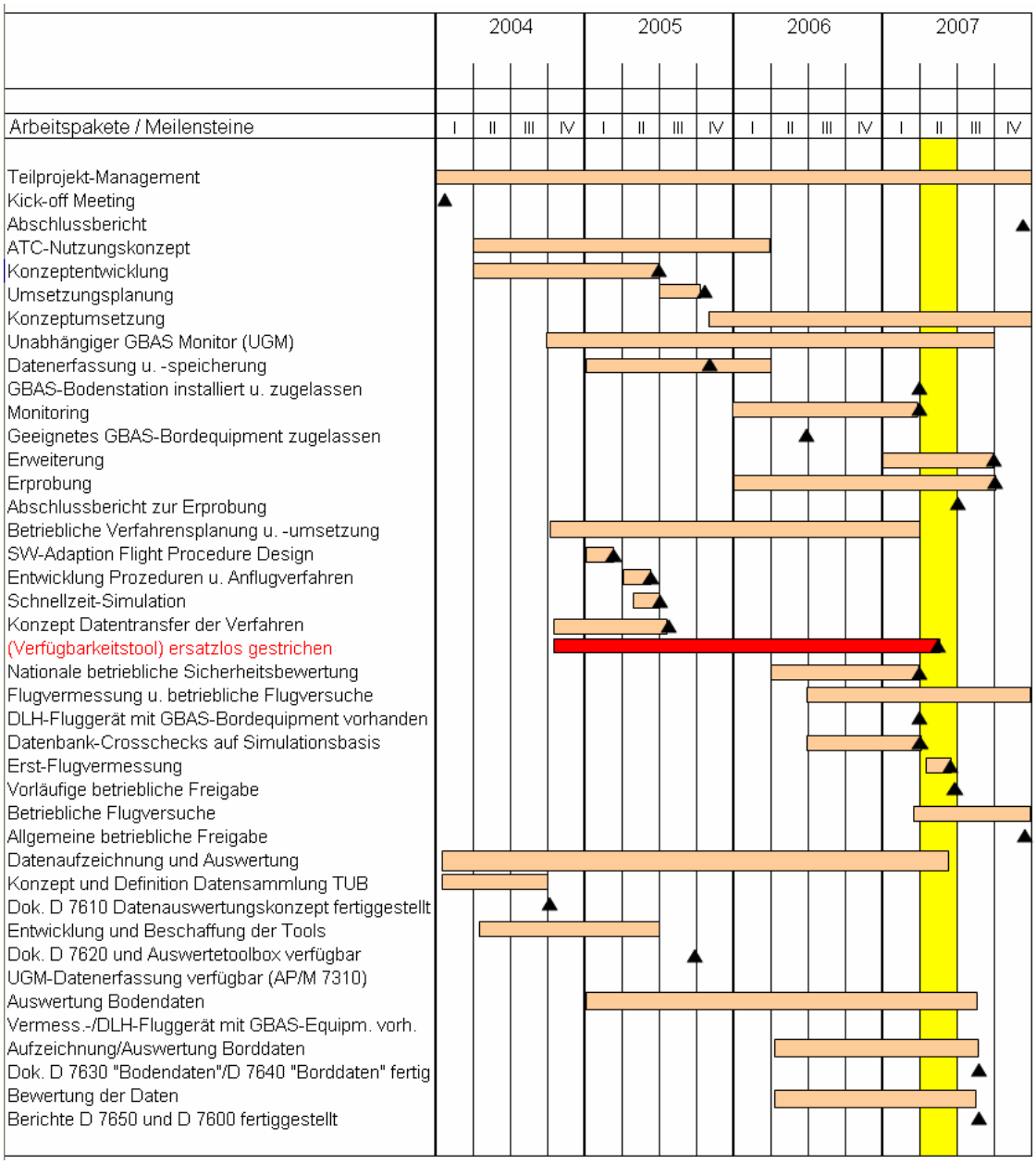


Abbildung 3: Zeitplanung

1.1.4 ANGABE DER VERWENDETEN FACHLITERATUR

Die im Projekt verwendete Fachliteratur ist im Quellenverzeichnis angegeben.

1.1.5 ZUSAMMENARBEIT MIT ANDEREN STELLEN

1.1.5.1 ZUSAMMENARBEIT MIT DEN PARTNERN

Die TU Berlin war Kooperationspartner der DFS im Rahmen des TV GBAS des Verbundvorhabens K-ATM. Die Zusammenarbeit gestaltete sich problemlos; die Überprüfung des Zeitplans und die Diskussion der Arbeitspakete und genereller Schnittstellen sowie möglicher kritischer Elemente in den einzelnen Aufgaben erfolgten fortwährend im stetigen Kontakt zur DFS.

Die TU Berlin war auch in die Zusammenarbeit mit EUROCONTROL bzgl. der Datenauswertung und der Verbesserung der Auswertetools eingebunden, daher war ein zügiger Informationsaustausch sichergestellt.

1.1.5.2 FE-UNTERAUFTRÄGE

Von Seiten der TU Berlin wurde zur Vorbereitung von Simulatorversuchen am A330/A340 Full Flight Simulator (FFS) ein Unterauftrag zur Nutzung des A330/340 Full Flight Simulator der Zentrum für Flugsimulation Berlin (ZFB) GmbH vergeben.

1.2 EINGEHENDE DARSTELLUNG

1.2.1 ERGEBNISSE DES VORHABENS

1.2.1.1 AP 7610 – KONZEPT DER DATENSAMMLUNG UND –AUSWERTUNG

Grundlage des Datenauswertungskonzeptes sind die Anforderungen an die Leistungsfähigkeit (Performance) des GBAS, deren Erfüllung wiederum Grundlage für eine betriebliche Zulassung darstellen. Die Anforderungen an die Leistungsfähigkeit des Systems werden im Wesentlichen durch die Required Navigation Performance (RNP) Parameter – Genauigkeit, Integrität, Kontinuität und Verfügbarkeit – ausgedrückt.

Auf diese Parameter wirkt eine Vielzahl von Einflüssen ein, wie z.B. Mehrwegeausbreitung, Interferenzen, atmosphärische Einflüsse usw. Zunächst werden diese Einflüsse und Möglichkeiten ihrer Erfassung angegeben. Die Möglichkeiten der Erfassung der Einflüsse bilden die Grundlage der Datenaufzeichnung und -Auswertung.

Aus den Möglichkeiten zur Bestimmung der Einflüsse auf die Performance, wurden die für die Aufzeichnung relevanten Daten und Datenquellen benannt und Anforderungen und Spezifikationen für die Datenaufzeichnung abgeleitet. So mussten die Formate für die Datenaufzeichnung im Hinblick auf die später zum Einsatz kommende Auswertesoftware festgelegt, sowie Aufzeichnungsraten und Wertebereichsgrenzen definiert werden.

Weiterhin wurden Aspekte der Datenkonvertierung, Plausibilitätsprüfung und der Zeitsynchronisation bearbeitet.

Die Kenntnis der Wirkmechanismen der Einflüsse auf die Performance gestattet es auch, eine Methodik zum Nachweis der Leistungsfähigkeit aufzustellen. Denn insbesondere der Nachweis der Integrität des GBAS – das Integritätsrisiko darf 2×10^{-7} pro Anflug nicht übersteigen – ist nur mittels gezielter Versuche zur Fehlerbehandlung des GBAS und statistischer Methoden möglich. Da diese Verfahren für die Auswertung relevant sind, wurden sie ebenfalls als Möglichkeiten zum Nachweis der GBAS Leistungsparameter betrachtet.

Die Methodik des Nachweises der RNP Parameter (Genauigkeit, Integrität, Verfügbarkeit, Kontinuität) des GBAS als Grundlage der Zulassung des Systems ist Gegenstand aktueller Forschung- und Entwicklung. Insbesondere sind Fragen bezüglich des Nachweises der Integrität und der Kontinuität des GBAS offen. Die Auswirkungen einiger Einflüsse auf diese Parameter, wie z.B. Mehrwegeausbreitung und hochfrequente Störungen, die zwischen Bord- und Bodenantennen unkorreliert sind und sich im laufenden Betrieb schwer überwachen (monitoren) lassen, erfordern gezielte Versuche zur Fehlerbehandlung und Analysen des GBAS. Da diese Verfahren des Nachweises der RNP Parameter des GBAS Auswirkungen auf das Konzept der Datensammlung- und Auswertung (insbesondere der Auswertung) haben, muss dieses Konzept mit fortschreitendem Erkenntnisstand fortgeschrieben und präzisiert werden.

Die Vorgehensweise für die Auswertung und Darstellung der Ergebnisse der durchzuführenden Versuche wurde im Rahmen dieses Arbeitspaketes ebenfalls erarbeitet. Es ist geplant die aus der Langzeitbeobachtung der Bodenstation (AP 7300) und den Flugversuchen (AP 7500) gewonnenen Daten jeweils zeitnah auszuwerten und eine wöchentliche Übersicht der Performancedaten zu erstellen. Die in diesem Bericht zu präsentierenden Daten sind definiert, die Möglichkeiten zur Bestimmung dieser Daten aus den aufgezeichneten Rohdaten müssen geschaffen werden. Eine besondere Behandlung ist

nötig, wenn Auffälligkeiten im Systemverhalten festgestellt werden. In diesem Fall wird eine umfassende Untersuchung der Anomalie notwendig. Die Voraussetzungen dazu werden durch die Erfassung möglicher Einflüsse und die Definition der aufzuzeichnenden Datensätze gelegt. Mit Beendigung der Messkampagne wird schließlich eine Gesamtbewertung des Systemverhaltens einhergehen.

Das dieses AP abschließende Dokument D7610 (/49/) ist seit 10/04 verfügbar.

1.2.1.2 AP 7620 – ENTWICKLUNG UND BESCHAFFUNG DER TOOLS

Bei der Entwicklung und Beschaffung der Tools fand – wie von der DFS gewünscht - eine Zusammenarbeit mit EUROCONTROL statt. Im Hinblick auf die Weiterentwicklung und Verbesserung der Tools besteht diese Zusammenarbeit weiterhin. Für die Datenauswertung kommen die EUROCONTROL Auswertetools zum Einsatz. Diese so genannten PEGASUS / MARS Tools liegen in der Version PEGASUS V4 / MARS3 vor. Diese Softwareversion wurde Ende April 2005 veröffentlicht und bietet spezielle Möglichkeiten für die Auswertung von GBAS Bord- und Bodendaten. So bietet die Software die Möglichkeit, ein den Minimalanforderungen genügenden Bordempfänger (Berechnung von GBAS Korrekturen aus aufgezeichneten Rohdaten des GPS und Korrekturinformationen der Bodenstation), sowie einer Bodenstation (Berechnung von GBAS Korrekturdaten aus GPS Rohdaten) nachzubilden. Die Ergebnisse dieser Bearbeitung können u. a. mit den Daten realer Geräte verglichen werden.

Anhand der aktuellen Softwareversion fand neben der Identifikation der zu erweiternden Funktionalitäten auch eine Überprüfung der Praxistauglichkeit der Software statt.

Für die Identifikation der zu erweiternden Funktionalitäten wurden die Möglichkeiten, die die Tools bieten mit den im Dokument D7610 „Konzept der Datenerfassung und Datenanalyse GBAS“ enthaltenen Anforderungen verglichen. Dabei stellte sich eine gute Übereinstimmung der Anforderungen mit den Möglichkeiten heraus. Grundsätzlich sind die benötigten Funktionalitäten vorhanden, es bestehen jedoch Erweiterungsmöglichkeiten. Diese Einschätzung wurde EUROCONTROL mitgeteilt, da die PEGASUS / MARS Tools jedoch nach wie vor den Status einer Beta Version besitzen ist hier mit weiteren Entwicklungen zu rechnen.

Anhand der Daten der Messkampagne am Flughafen Frankfurt / Main, die im April 2005 stattfand, konnten die Möglichkeiten der Software ausgiebig getestet werden. Die Überprüfung der Praxistauglichkeit der Software ergab sich unmittelbar während der Datenauswertung. Dabei stellten sich einige kleinere Verbesserungsmöglichkeiten heraus, die durch den Kontakt zu den Entwicklern der Software bei EUROCONTROL zeitnah umgesetzt werden konnten. Andere identifizierte Verbesserungsmöglichkeiten wurden von EUROCONTROL für die nächste Version angekündigt. Ein Beispiel hierfür ist die Konvertierung von Borddaten. Diese gestaltet sich im Augenblick recht komplex und erfordert viele manuelle Schritte. Vom entsprechenden Gerät an Bord werden mehr Daten bereitgestellt, als die Auswertesoftware konvertiert, so dass an der TUB eine Erweiterung unter MATLAB erstellt wurde, um diese Daten einer Auswertung zugänglich zu machen. Es ist jedoch abzusehen, dass in der nächsten PEGASUS Version auch diese Daten konvertiert werden. Weiterhin wurden einige Bugs in den PEGASUS Tools identifiziert, die EUROCONTROL mitgeteilt wurden und deren Beseitigung ebenfalls für die nächste Version vorgesehen ist.

Die Implementierung erweiterter Möglichkeiten fand in Absprache und in Zusammenarbeit mit EUROCONTROL statt.

Weiterhin wurden Erweiterungen der Schnittstellen als Windows-Kommandozeilentools erstellt. Mit diesen Tools ist es möglich Daten eines Zweifrequenzempfängers und eines kombinierten GPS / GLONASS Empfängers mit den EUROCONTROL-Tools zu bearbeiten. Die Implementierung dieser Schnittstellenerweiterungen in die PEGASUS-Tools als

integrierte Version dieser Schnittstellenerweiterungen ist für die nächste Version der PEGASUS / MARS Tools vorgesehen.

Um häufig wiederkehrende Transformationen und Berechnungen zu vereinfachen, wurden entsprechende MATLAB Skripte und Funktionen erstellt.

Derzeit ist es auch möglich Zweifrequenzdaten mit an der TU Berlin entwickelten MATLAB-Tools zu bearbeiten. Diese Tools ermöglichen Genauigkeitsuntersuchungen an den aufgezeichneten Rohdaten. So ist es möglich die Laufzeitverzögerung in der Ionosphäre zu berechnen und Aussagen über die Fehleranteile infolge Mehrwegeausbreitung und Empfängerrauschen zu treffen. Diese Aussagen dienen u .a. zur Beurteilung der Auswirkungen dieser Fehler innerhalb des GBAS. Während der Auswertung von Zweifrequenzdaten wurden in der zweiten Jahreshälfte Verbesserungsmöglichkeiten an diesen Tools identifiziert und implementiert.

Weiterhin wurden in diesem Zeitraum spezielle MATLAB Tools zur Verknüpfung von Datenaufzeichnungen eines luftfahrtzugelassenen GPS Empfängers mit den Korrekturdaten die von einem VHF Empfänger stammen, erstellt. Diese Tools kamen während der Voruntersuchungen zur Messkampagne in Egelsbach zum Einsatz.

Der Austausch der Bodenstationsdaten mit der DFS erfolgt über einen FTP-Server, der an der TU Berlin für diesen Zweck eingerichtet wurde.

Die erste Version des Dokumentes D7620 (/50/), welches der Toolbeschreibung dient, war seit 07/05 verfügbar. Mit der Weiterentwicklung der Auswertetools wurde dieses Dokument angepasst, die aktualisierte Version entspricht dem Stand der Auswertetools zum Zeitpunkt des Projektendes (31.07.2007).

1.2.1.3 AP 7630 – AUSWERTUNG DER BODENDATEN

Die Arbeiten an diesem Arbeitspaket begannen im September 2004. Im April 2005 fand am Flughafen Frankfurt / Main eine Messkampagne in Zusammenarbeit von DFS, EUROCONTROL und TU Berlin statt. Ziele dieser Messkampagne waren es

- die Kompatibilität zwischen der Prototypen GBAS Station in Frankfurt und GBAS Bordgerät (MMR) zu prüfen,
- eine Überprüfung der Einhaltung der Standards durch die Bodenstation durchzuführen,
- eine Bewertung der Genauigkeit der Bodenstation durchzuführen,
- Daten zur Überprüfung und Verbesserung der Auswertetools zu gewinnen,
- sowie die Ergebnisse hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf die Anforderungen an GBAS CAT II / III zu bewerten.

Für diese Messkampagne stand ein Multi Mode Receiver (MMR) von EUROCONTROL zur Verfügung. Es wurden statische und dynamische Tests durchgeführt, die dabei gewonnenen Daten wurden auf dem FTP-Server der TU Berlin hinterlegt.

Im Rahmen der Auswertung dieser Daten fand eine Zusammenarbeit zwischen der TU Berlin und EUROCONTROL statt. Hierbei konzentrieren sich die Arbeiten der TU Berlin gegenwärtig auf die Auswertung von Zweifrequenzdaten. Anhand dieser Daten wurden der ionosphärische Restfehler und die Fehleranteile infolge Mehrwegeausbreitung bestimmt. Das dabei genutzte Verfahren ist die CMC-Analyse (CMC – Code Minus Carrier). Dabei wird die Tatsache genutzt, dass die Phasenmessungen der Schrägentfernung wesentlich geringere Einflüsse durch Mehrwegeausbreitung aufweisen. Diese Anteile werden mit den entsprechenden Modellen, die der Berechnung der GBAS-Korrekturen zugrunde liegen, verglichen. Weiterhin wurde dieses Verfahren der Genauigkeitsanalyse der in ED-114 vorgeschlagenen Methode (GAD-Analyse) gegenübergestellt und bewertet. Die GAD-Analyse (GAD – Ground Accuracy Designator) stellt einen Vergleich der

Standardabweichungen des Bodensegmentfehlers über Elevationswinkel der Satelliten, gegen die entsprechenden Grenzkurven (GAD-Kurven) dar. Die Grenzkurven variieren in Abhängigkeit der Anzahl der Referenzempfänger der Bodenstation und der Genauigkeitskategorie. Die Fehleranteile des Bodensegments setzen sich vor allem aus dem Empfängerrauschen und dem Mehrwegeeinfluss zusammen. Daher ist eine weitgehende Übereinstimmung der Ergebnisse der CMC-Analyse mit der GAD-Analyse zu erwarten. Das konnte für GBAS Prototypenstation in Frankfurt gezeigt werden. Im Verlauf der Auswertung dieser Daten wurde jedoch festgestellt, dass das Verfahren zur Bestimmung der Einzeleinflüsse anhand der CMC-Analyse sehr anfällig für Variationen der Rechenalgorithmen ist. Daher wurden die verschieden Rechenalgorithmen zur Bestimmung des Mehrwegeeinflusses und die daraus resultierenden Ergebnisse miteinander verglichen und die Rechentools angepasst. Da für Teile dieser Auswertung auch die PEGASUS Tools zum Einsatz kamen, lieferten die Arbeiten im Rahmen dieser Auswertung auch Impulse für die Weiterentwicklung von PEGASUS. Das abschließende Dokument über diese Untersuchungen wird gegenwärtig fertig gestellt.

Zudem wurden Analysen des Verhaltens des MMR auf verschiedene Störungen, wie den Ausfall des Empfangs der GBAS Korrekturen, durchgeführt. Dabei wurde festgestellt, dass der MMR auf entsprechende Störungen richtig reagiert.

Hinsichtlich der GBAS-Prototypenstation wurden Punkte identifiziert, an denen die Bodenstation nicht standardkonform arbeitet. Trotz dieser Abweichungen von den Standards, ist die Funktion des MMR dadurch größtenteils nicht beeinflusst. Ein Beispiel hierfür ist die gegebene Funktionalität des MMR trotz nicht standardkonformer Übertragungsrate der Message Type 2 (GBAS Stationsinformation). Ein weiteres Beispiel sind Einbrüche in der Anzahl der übermittelten Korrekturinformationen, auf die der MMR mit entsprechenden Warnungen reagiert und damit korrektes Verhalten aufweist.

Basierend auf den Daten der Messkampagnen im April 2005 und im Januar 2006 wurde im Jahr 2006 weiter an der Auswertung der Bodendaten gearbeitet.

Ein Vergleich der Verfahren der Bewertung der Genauigkeit von GBAS Bodenstationen wurde im Dokument D-7630a „Vergleich der Genauigkeitsbewertungsverfahren – B-Value Analyse und CMC Analyse“ im 1. HJ 2006 herausgegeben. Dieses Dokument ist mittlerweile vollständig im Dokument D7630 „Bodendatenauswertung (/51/) erfasst. Dabei wurde die prinzipielle Eignung der CMC Analyse zur Genauigkeitsbewertung bestätigt. Die Ergebnisse dieser Arbeit wurden zunächst der internationalen Fachgruppe auf europäischer Ebene im Rahmen des 6. LATO-Meetings vorgestellt. Einem breiteren internationalen Publikum wurden die Ergebnisse mit Veröffentlichung im Rahmen des Annual Meeting 2007 des Institute of Navigation zugänglich gemacht (/45/).

Im Juni 2006 wurden durch Honeywell Messungen mit neuartigen Referenzstationsantennen (Multipath Limiting Antennas (MLA)) an den für diese Antennen vorgesehenen Standorten am Flughafen Bremen durchgeführt. Die Daten dieser Messungen wurden der TU Berlin zur Verfügung gestellt. Anhand dieser Daten wurde eine Bewertung der Mehrwegeausbreitungsumgebung durchgeführt. Für die vorgesehenen Antennenstandorte wurde kein erhöhter Einfluss durch Mehrwegeausbreitungsfehler festgestellt. Weiterhin war es anhand dieser Daten sowohl möglich die an der TU Berlin entwickelten Softwaretools für die Mehrwegeausbreitungsbewertung zu überprüfen, als auch das entsprechende EUROCONTROL PEGASUS Modul weiterzuentwickeln. Hier wurde festgestellt dass die Filter, die im PEGASUS Modul zur Unterdrückung von Offsetfehlern dienen, ein Verbesserungpotential bieten. Hier wurde an der TU Berlin ein alternatives Filter entwickelt. Die Ergebnisse wurden EUROCONTROL mitgeteilt und dort mit großem Interesse aufgenommen.

Im Bereich der Bodendatenauswertung wurde mit Arbeiten zur Abschätzung der Gefahren für das GBAS durch lokale ionosphärische Gradienten für den europäischen Raum begonnen. Hier konnte zwar auf zahlreiche Vorarbeiten zurückgegriffen werden. Ein

Abschluss dieser Arbeiten im Rahmen des K-ATM Projektes war jedoch aus Zeitgründen nicht möglich.

1.2.1.4 AP 7640 – AUSWERTUNG DER BORDDATEN

Die Daten, die während der Messkampagne in Frankfurt im April 2005 vom MMR aufgezeichnet wurden, entsprechen Borddaten, da die Messungen durch ein bewegliches Fahrzeug erfolgten. Anhand dieser Daten konnte das grundsätzliche Zusammenspiel von GBAS Bord- und Bodengerät überprüft werden (s. auch 1.2.1.3).

Um Daten von tatsächlichen GBAS Anflügen zu erhalten, wurde Anfang 2006 eine Messkampagne am Flugplatz Egelsbach durchgeführt. Im Rahmen der Vorbereitung dieser Messkampagne wurden Untersuchungen zur Beurteilung der VHF Signalpegel in Abhängigkeit vom geometrischen Ort und der Ausrichtung des Luftfahrzeugs gegenüber der Landebahn in Egelsbach und der GBAS Prototypenstation in Frankfurt durchgeführt. Diese Untersuchungen dienten der Überprüfung des Empfangs der GBAS Korrekturinformationen in Egelsbach. Die Auswertung dieser Untersuchungen wurde durch die TU Berlin im Rahmen des Arbeitspakets AP 7640 durchgeführt.

Die Daten der Flugversuche im Januar 2006 in Egelsbach wurden ebenfalls ausgewertet. Einen Schwerpunkt bildete dabei die detaillierte Auswertung der Signalstärken des VHF Datenlink. Anhand dieser Daten konnten horizontale und vertikale Profile der VHF Signalstärken erstellt werden, die es zudem erlauben zu unterscheiden, ob die jeweilige geografische Position des Flugzeugs innerhalb des Präzisionsanflugbereiches lag oder nicht. Dies ist von besonderer Bedeutung, da sich das Verhalten des MMR für die verschiedenen Positionen unterscheidet. Die Ergebnisse dienen auch der Bewertung der Kontinuität und Verfügbarkeit.

Im Zusammenhang mit diesen Auswertungen wurde an der TU Berlin ein Algorithmus für eine automatisierte Auswertung von Flugversuchsaufzeichnungen zur Bewertung der Kontinuität entwickelt. Grundlage bildeten hierbei Überschreitungen des Alert Limits durch die Protection Level. Allerdings bedeuten im Verlaufe eines während der Flugversuche aufgezeichneten Datensatzes nicht alle Alert Limit-Überschreitungen eine Kontinuitätsverletzung, da auch geografische Positionen außerhalb des Präzisionsanflugbereiches enthalten sind. Weiterhin gibt es eine Reihe erklärbarer Ursachen für Kontinuitätsverletzungen, wie z.B. das Unterschreiten der minimal nötigen Satellitenanzahl oder zu geringe VHF Signalstärken. Im Verlaufe der automatisierten Auswertung sollen solche Ereignisse automatisch erkannt und markiert werden.

Im ersten Halbjahr 2006 wurde am A 330 / A 340 Full Flight Simulator mit Forschungserweiterung im Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin eine Versuchsreihe durchgeführt. Ziel war die Untersuchung der Auswirkungen des gegenüber dem ILS veränderten Frequenzspektrums des GBAS Navigationssystemfehlers auf Flugregelsysteme zur automatischen Landung. Dazu wurde eine Funktionalität in die Simulation implementiert, die es gestattet den GBAS Navigationssystemfehler nachzubilden und in wichtigen Kenngrößen zu variieren. Somit war eine Anpassung an die Anflugkategorie möglich. Da die technischen Details für GBAS CAT II/III Systeme derzeit spezifiziert werden, war es möglich verschiedene im endgültigen GBAS CAT II/III spezifizierte Kenngrößen zu untersuchen. Die Ergebnisse dieser Untersuchung wurden auf dem 7. Eurocontrol Landing and Takeoff Meeting / 5. GBAS Working Group Meeting vorgestellt und fanden auch Eingang in das Gesamtdokument zum Arbeitspaket 7640 (/52/). Ferner wurden die Ergebnisse einem breiteren internationalen Publikum auf dem Annual Meeting 2007 des Institute of Navigation präsentiert (/46/).

1.2.1.5 AP 7650 – BEWERTUNG DER DATEN

Ein Großteil der ausgewerteten Daten wurde unter Nutzung der GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 aufgezeichnet. Diese Station entspricht in einigen Punkten nicht den Standards und ist deswegen nicht zulassungsfähig. Bei der Bewertung der Ergebnisse spielt

dieser Punkt eine zentrale Rolle. Ebenso müssen auch die übrigen Randbedingungen, die für die Datenaufzeichnung relevant sind, beachtet werden. Das betrifft z.B. das experimentelle Bordsetup während der Flugversuche und die Einschränkungen während der dynamischen Bodenversuche.

Unter diesen Randbedingungen waren die wesentlichen Leistungsparameter der Bodenstation vorhersehbar und innerhalb der Limits. Das gilt auch für die sich wiederholenden Einbrüche der Korrekturinformationen, da diese periodisch auftreten und mit experimentellen Setups gearbeitet wurde war ihr Einfluss als Einzeleinfluss zu berücksichtigen.

Obwohl die Bodenstation nicht komplett den geltenden Standards entspricht, war es anhand der unter ihrer Nutzung aufgezeichneten Daten möglich, Datenauswerteroutinen und -verfahren zur Unterstützung des Zulassungsprozesses zu entwickeln.

In der Datenbewertung wurde der Fokus daher auch auf einzelne Einflüsse, die in der Lage wären die Leistungsfähigkeit einer GBAS Station zu beeinträchtigen, gelegt. Folgende Bewertungen wurden vorgenommen:

- Genauigkeitsuntersuchung der Bodenstation
  - Entspricht Genauigkeitsklasse A3
- Kontinuitätsuntersuchung der Flugversuche in Egelsbach
  - Es wurden keine Kontinuitätsereignisse innerhalb des Präzisionsanflugbereiches oberhalb der Entscheidungshöhe beobachtet
- Mehrwegeeinflüsse
  - An den Bodenstationsantennen konnten in den ungeglätteten Schrägentfernungsmessungen gerichtete Mehrwegeausbreitungsfehler beobachtet werden.
  - Mit dem vorgeschriebenen Trägerphasenglättungsfilter war dieser Einfluss nicht mehr beobachtbar.
  - Der Trägerphasenglättungsfilter erfüllt seine Aufgabe, Mehrwegeausbreitungsfehler zu unterdrücken.
  - Für die untersuchte Konfiguration haben Mehrwegeausbreitungsfehler der Bodenstation keinen Einfluss auf die Leistungsfähigkeit.
- ionosphärische Einflüsse
  - Die Ionosphärenparameter der Prototypenstation wurden bestimmt
  - Zum Einfluss lokaler ionosphärischer Gradienten können anhand der aufgezeichneten Daten keine Aussagen getroffen werden.
- VHF Signalstärken
  - Diese wurden für die Flugversuche in Egelsbach ausgewertet.
  - Es waren innerhalb des geforderten Bereiches ausreichende VHF Signalpegel vorhanden.
  - Da es nie geplant war eine VDB Abdeckung für Egelsbach zu erreichen, ist dieses Ergebnis auf spezifische Umstände zurückzuführen, da die Konfiguration eher zufällig passte.
- Simulationen
  - Bei der Untersuchung zum Einfluss der spektralen Verteilung des Navigationssystemfehlers auf den Flugtechnischen Fehler während automatisch durchgeführter GBAS Anflüge im A330/340 Full Flight Simulator an der TU Berlin, konnte im Vergleich zu anderen Einflüssen (Turbulenz und menschliches Regelverhalten) kein Einfluss festgestellt werden.

1.1.1 VORAUSSICHTLICHER NUTZEN VERWERTBARKEIT

Die Ergebnisse der Arbeiten am Arbeitspaket AP7600 - Datenaufzeichnung und -auswertung müssen vor dem Hintergrund der während der Projektlaufzeit nicht verfügbaren zulassungsfähigen GBAS Bodenstation betrachtet werden. Daher wurde eine Vielzahl von Versuchen unter Nutzung einer Prototypenstation durchgeführt und die dabei gewonnenen Daten ausgewertet. Somit konnte TUB ihre Arbeiten am Teilvorhaben GBAS des K-ATM wie geplant umsetzen.

Im Ergebnis wurden durch die TU Berlin innerhalb des Projektes Verfahren und Algorithmen für Auswertung von GBAS Daten zur Unterstützung des Zulassungsprozesses entwickelt. Vor allem auf dem Gebiet der Erfassung und Bewertung von Mehrwegeausbreitungseinflüssen und der Genauigkeitsbewertung von GBAS Bodenstationen wurden viele Arbeiten zur Weiterentwicklung bestehender Verfahren geleistet. Auch bei der Auswertung von VHF Signalfeldstärken als Grundlage für die Bewertung der Signalabdeckung wurden durch die TU Berlin Verfahren für die grafische Auswertung entwickelt.

Außerdem wurden internationale Bestrebungen der Harmonisierung der Auswerteprozesse zur Gewährleistung vergleichbarer Ergebnisse unterstützt. So wurden Inputs für die Weiterentwicklung der EUROCONTROL PEGASUS Tools geliefert. Als Beispiel sei der Vergleich verschiedener Filtertopologien für das PEGASUS Multipath Module genannt.

Mit den dabei erzielten Erkenntnissen wurde der Grundstein für eine Weiterführung dieser Arbeiten zur Untersuchung von Mehrwegeausbreitungseinflüssen auf die Leistungsfähigkeit des GBAS in direkter Unterauftragnahme der DFS gelegt, mit dem Ziel, ein Verfahren zur Bewertung von Mehrwegeausbreitungseinflüssen zu entwickeln, das international vergleichbare Ergebnisse liefert. Dieses soll später in den unabhängigen GBAS Monitor (UGM) der DFS implementiert werden, wobei eine kommerzielle Verwertung des UGM, als Tool zur Zulassung von GBAS Stationen, seitens der DFS angedacht wird.

Es wurde eine GBAS Untersuchung am A330/340 Full Flight Simulator an der TU Berlin zur Unterstützung der Weiterentwicklung des GBAS zu CAT II/III durchgeführt. Dazu wurde in den FFS eine GBAS Funktionalität implementiert, die für weitere wissenschaftliche Untersuchungen genutzt werden kann. Damit steht an der TU Berlin eine Infrastruktur zur Weiterentwicklung des GBAS zu einem CAT II/III System zur Verfügung, die in Deutschland einzigartig ist.

Im Verlauf der arbeiten am Teilvorhaben GBAS des K-ATM konnte am FG Flugführung und Luftverkehr des Instituts für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin die Kompetenz auf dem Gebiet der Satellitennavigation gestärkt werden und auch internationale Beachtung innerhalb der entsprechenden GBAS Fachgruppen (EUROCONTROL Landing & TakeOff Task Force (LATO) und der International GBAS Working Group (I-GWG)) infolge der geleisteten Arbeiten und Veröffentlichungen auf Fachtagungen erreicht werden.

1.1.2 BEKANNT GEWORDENER FORTSCHRITT ANDERER STELLEN

Auf europäischer Ebene sieht EUROCONTROL bei sich die Aufgabe, die jeweiligen nationalen Projekte zu unterstützen. Zu diesem Zweck entwickelt EUROCONTROL die PEGASUS Tools. Dabei ist Rückmeldung und Unterstützung durch die Nutzergemeinde erwünscht und wurde durch die TU Berlin auch erbracht.

Im Rahmen der Borddatenaufzeichnung wurde durch EUROCONROL und die DFS das Projekt GIFTaS – GBAS Initial Flight Testing and SBAS Comparison initiiert, das durch PildoLabs aus Spanien (Projektmanagement und Datenauswertung) und die TU Braunschweig (Forschungsflugzeug und Datenauswertung) bearbeitet wurde. Da diese Aktivitäten seitens der DFS im Rahmen des K-ATM GBAS Projektes durchgeführt wurden, standen die dabei aufgezeichneten Daten der TU Berlin zur Verfügung. Seitens der TU Berlin wurde Unterstützung vor allem bei der VHF Signalstärkenauswertung geleistet.

2 SACHBERICHT

2.1 EINLEITUNG

2.1.1 ZIELE

Dieses Dokument beschreibt die von der Technischen Universität Berlin (TUB) geleisteten Arbeiten im Rahmen des Verbundprojektes „Kooperatives Air Traffic Management / Ground Based Augmentation System (KATM / GBAS). Das Teilvorhaben GBAS ist in das Gesamtvorhaben des KATM als AP 7000 eingebunden. Die TU Berlin war eigenständiger Partner der DFS in der Bearbeitung des Teilvorhabens.

Gemäß KATM Gesamtprojektbeschreibung (s. /2/) zielt das Vorhaben auf die Einführung satellitengestützter Präzisionsanflugverfahren mit lokaler Differentialstation (GBAS: Ground Based Augmentation System; zunächst CAT I) in Deutschland. Ziel des Projektes ist die technische Freigabe und Zulassung einer GBAS-Bodenstation sowie die betriebliche Freigabe und Nutzung von Verfahren im Rahmen von GBAS CAT I am Flughafen Bremen.

Im Rahmen dieses Projektes bearbeitete die Technische Universität Berlin (TUB) das Arbeitspaket *AP 7600 – Datenaufzeichnung und Auswertung* mit der Zielsetzung der Verifikation der betrieblichen Umsetzbarkeit des GBAS Konzeptes. Das Ergebnis dieser Arbeiten soll eine detaillierte Bewertung der Zuverlässigkeit und des Betriebsverhaltens des Gesamtsystems ermöglichen. Die aus den Arbeitspaketen *AP 7340 – UGM Erprobung*, *AP 7520 – Erstflugvermessung* und *AP 7530 – Durchführung betrieblicher Flugversuche* verfügbaren Daten sollen systematisch erfasst und ausgewertet und ein Nachweis der Funktionen des GBAS sowie seiner Komponenten unter realen Betriebsbedingungen im Langzeitversuch erbracht werden. Es sollen mögliche technische Fehler aufgedeckt und die Grundlagen für eine Weiterentwicklung der Betriebsverfahren gelegt werden.

Daraus folgen die Zielsetzungen der einzelnen Arbeitspakete, die ebenfalls in der Gesamtprojektbeschreibung dokumentiert sind. In /2/, S. 162f. heißt es: „Mit dem in AP 7300 entwickelten UGM steht ein einzigartiges Messsystem zur Performance Überwachung von GBAS-Bodenstationen zur Verfügung. Zusätzliche Daten ergeben sich aus der Flugvermessung (AP 7520) und den betrieblichen Flugversuchen (AP 7530). Aus dieser großen Informationsmenge müssen die für eine Auswertung relevanten Daten identifiziert werden. Hierbei wird auch auf bestehende Erfahrungen der EUROCONTROL-Arbeitsgruppe GBAS Safety Asessment zurückgegriffen. Insbesondere sind die im Rahmen der FHA (Functional Hazard Analysis) und der folgenden Sicherheitsanalysen (PSSA, SSA) des GBASLandesystems benannten Parameter für eine genauere Betrachtung von Bedeutung.

Für die Erfassung der Daten sind insbesondere für die Flugvermessung und die Flugversuche geeignete Prozesse zu entwickeln. Die Qualität der ermittelten Daten muss sichergestellt werden. Zu diesem Zweck sind nicht nur die Daten der GBAS-Station von Bedeutung, sondern auch die Genauigkeit und Zuverlässigkeit des UGM, die ebenfalls aus den Messdaten validiert werden.

Für die Datenauswertung muss eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse sichergestellt werden. Zu diesem Zweck sollen die im Auftrag des Eurocontrol Experimental Centers entwickelten MARS-Tools (Modular Analysis and Research System) auf ihre Nutzbarkeit evaluiert und ggf. erweitert werden. Vorteil dieses Toolsets ist, dass sie von den entsprechenden Fachgruppen als Basis akzeptiert sind. Ausgehend von diesen Tools sollen erforderliche Erweiterungen und Schnittstellen spezifiziert und implementiert werden.

Abschließend sind die Daten zu bewerten mit den Zielsetzungen:

- Identifikation technischer Fehler und Vorschlag von Verbesserungsansätzen
- Erbringen von Sicherheitsnachweisen (z. B. für AP 7460)
- Bereitstellung von Grundlagen für die Verfahrenserweiterung (z. B. GBAS-Modellierung für ein Collision Risk Model – CRM).“

2.1.2 ÜBERSICHT ÜBER DIE IM AP7600 ERSTELLTEN EINZELDOKUMENTE

Im Folgenden werden die im Arbeitspaket AP7600 des Teilvorhabens K-ATM / GBAS erstellten Dokumente aufgelistet:

- Dokumente:
  - D7610 – Konzept Datenerfassung und –auswertung
  - D7620 – Auswertetools
  - D7630 – Bodendaten: CMC1, CMC2, PR_Anomalien, Iono
  - D7640 – Bordaten: VHF Signalstärken, xPL, MMR Flags, xPL_FRA
  - D7650 – Datenbewertung
  - D7600 – Abschlußbericht
- Jahresberichte der TU Berlin
  - D7600_Zwischenbericht_2004_1J_GBAS_V.1.00_TUB.doc
  - D7600_Zwischenbericht_2005_1J_GBAS_V.1.00_TUB.doc
  - D7600_Zwischenbericht_2006_1J_GBAS_V.1.00_TUB.doc
- Zuarbeiten zu den Halbjahresberichten der DFS
  - D7600_Zwischenbericht_2005_1HJ_GBAS_V.1.00_TUB_Zuarbeit.doc
  - D7600_Zwischenbericht_2006_1HJ_GBAS_V.1.00_TUB_Zuarbeit.doc
  - D7600_Zwischenbericht_2006_2HJ_GBAS_V.1.00_TUB_Zuarbeit.doc
  - D7600_Zwischenbericht_2007_1HJ_GBAS_V.1.00_TUB_Zuarbeit.doc
- Review-Meetings
  - K-ATM GBAS 2review meeting TUB.ppt
  - KATM-GBAS 3review meeting TUB.ppt
  - KATM-GBAS 4review meeting TUB.ppt
  - KATM-GBAS 5review meeting TUB.ppt
  - KATM-GBAS 6review meeting TUB.ppt
  - KATM-GBAS 7review meeting TUB.ppt
  - KATM-GBAS 8review meeting TUB.ppt
- K-ATM Abschlusspräsentation
  - KATM-GBAS Abschlusspräsentation TUB.ppt

Alle Dokumente sind auf dem KATM-Webserver hinterlegt (http://www.ifl.tu-dresden.de/katm/)

- Veröffentlichungen
  - Schüttpelz, A.: Comparison of Code-Minus-Carrier and B-Value Analysis as Methodologies to Evaluate the Accuracy of GBAS Ground Stations, Proceedings of The 63rd Annual Meeting of the Institute of Navigation, Cambridge/MA, 2007
  - Schüttpelz, A.: Full Flight Simulator testing the influence of the spectral content of the navigation system error during automatically flown approaches, Proceedings of The 63rd Annual Meeting of the Institute of Navigation, Cambridge/MA, 2007

2.1.3 GBAS SYSTEMBESCHREIBUNG

Abbildung 1 zeigt eine Übersicht über die Bestandteile des GBAS.

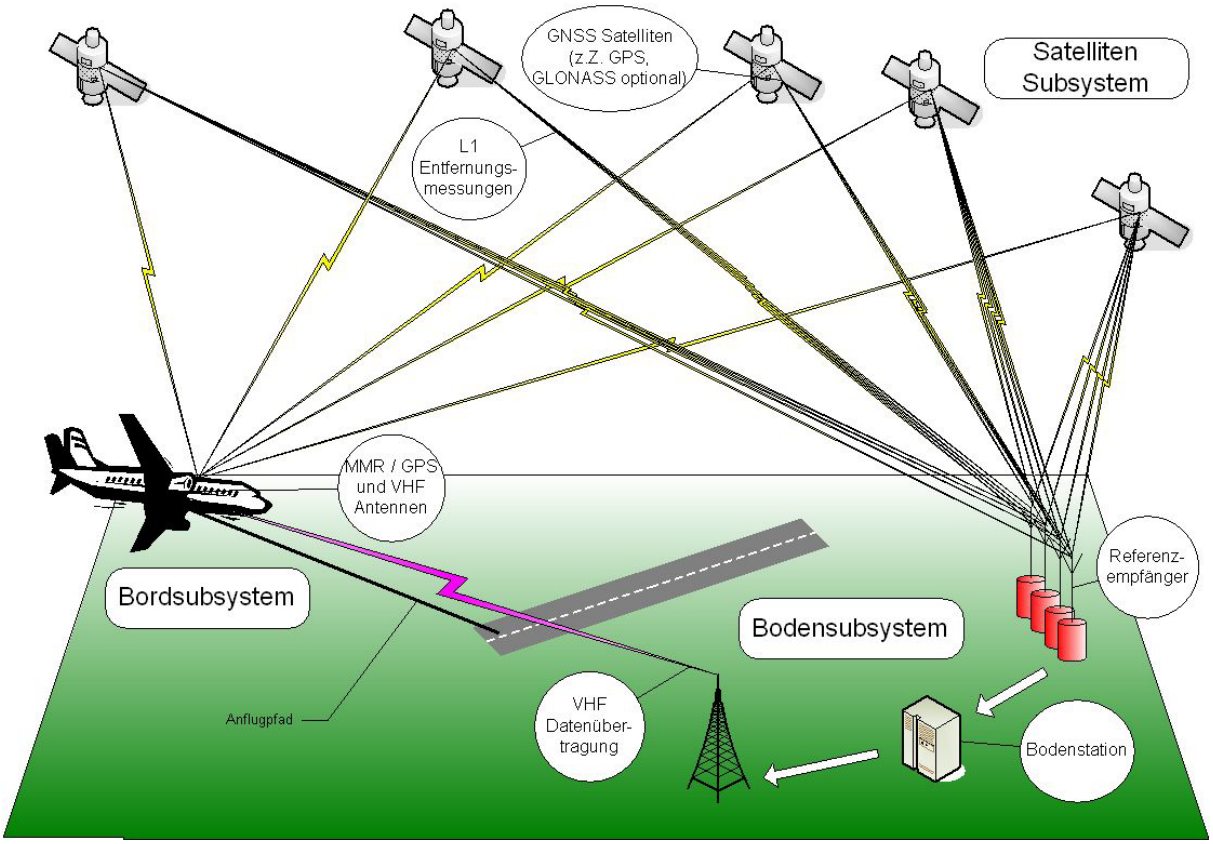


Abbildung 4: GBAS Bestandteile (eigene Darstellung)

Das GBAS besteht aus drei Subsystemen:

- Das Satellitensubsystem (Raumsegment) liefert Schrägentfernungsinformationen an das Boden- und Bordsegment. Gemäß ICAO Annex 10 (/33/) bildet das Global Positioning System (GPS) das Kernelement des Satellitensubsystems. Die Nutzung von GLONASS und SBAS kann optional erfolgen. Das GPS ist in der Literatur ausführlich dargestellt, siehe z. B. /40/. Jeder GPS-Satellit sendet Signale auf zwei Trägerfrequenzen im L-Band, L1 auf 1575,42 MHz und L2 auf 1227,60 MHz. Den Trägerfrequenzen sind die zur Entfernungsbestimmung genutzten Codes aufmoduliert. Der Coarse/Acquisition (C/A) Code, ein Pseudo Random Noise (PRN) Code, ist dem L1 Träger und der Precision (Encrypted) P(Y) Code beiden Trägern (L1 und L2), aufmoduliert. Da jedem GPS Satelliten sein eigener PRN Code zugewiesen ist, kann er anhand seiner PRN Nummer identifiziert werden. Um eine Entfernungsmessung zu ermöglichen, weisen die Autokorrelationsfunktionen bestimmte Eigenschaften auf. Die Autokorrelationsfunktion jedes Codes ergibt einen einzelnen Peak. Zwischen den verschiedenen (PRN) Codes besteht keine Korrelation. Zur Entfernungsmessung bildet jeder GPS Empfänger die Codes nach und bringt sie mit den von den Satelliten übermittelten in Deckung. Dazu wird der im Empfänger nachgebildete Code zeitlich solange verschoben, bis die Korrelation maximal wird. Die Auswertung der Zeitdifferenz zwischen den Codes ergibt die gesuchte Schrägentfernung. Zusätzlich übermittelt jeder Satellit Navigationsdaten (Ephemeriden- und Almanachdaten).
- Das Bodensubsystem (Bodensegment) besteht aus zwei bis vier Referenzempfängern. Jeder dieser Empfänger berechnet L1 C/A Code

Pseudoranges für alle Satelliten im Sichtbereich (max. 18). Die C/A Code Pseudoranges werden durch Messung der L1 Trägerphase geglättet (Carrier Smoothing). Aus der eigenen genau bekannten Position werden Differentialkorrekturen für diese Pseudoranges berechnet. Das Bodensubsystem überwacht auch die Signalqualität (Signal Quality Monitoring (SQM)) und Integrität der Schrägentfernungsmessungen, z.B. unter Verwendung redundanter Messungen. Die berechneten Korrekturen werden zusammen mit Integritätsinformationen (Message Type 1), Informationen zum Referenzpunkt und anderen GBAS bezogenen Daten, wie z.B. dem atmosphärischen Modell, (Message Type 2) und Informationen zum Anflugpfad (Message Type 4) über einen Datenlink allen Nutzern innerhalb des Empfangsbereiches (20 NM), der GBAS Station (Bordssubsystem) zur Verfügung gestellt. Für den Datenlink wird das VHF-Band im Bereich von 108 bis 117,975 MHz, mit einem Kanalabstand von 25 kHz genutzt.

- Das Bordsubsystem (Bordsegment), bestehend aus Multi Mode Receiver (MMR), GPS Antenne und VHF Antenne. Der MMR empfängt die L1 C/A Code Schräginformationen des Satellitensubsystems, sowie den VHF Data Broadcast (VDB) des Bodensubsystems. Durch Einstellen einer bestimmten Kanalnummer (Channel Number) durch die Flugzeugbesatzung wird der MMR auf die der Channel Number zugeordneten Frequenz eingestellt und empfängt den entsprechenden VDB. Der MMR berechnet aus den in der Message Type 1 enthaltenen Differentialkorrekturen und den eigenen trägerphasengeglätteten Schrägentfernungsmessungen eine differentialkorrigierte Position. Mit den in der Message Type 4 enthaltenen Final Approach Segment (FAS) Daten werden dann die Ablagen vom beabsichtigten Flugweg berechnet.

Detaillierte Informationen sind in ICAO Annex 10 (SARPS /33/, RTCA DO-245 (LAAS MASPS /43/), RTCA DO-253 (LAAS Airborne Equipment MOPS /44/) und FAA Specification FAA-E-2937A (LAAS Ground Facility /28/), und EUROCAE ED-114 (GBAS Ground Facility MOPS /6/) enthalten.

2.2 PLANUNG DER DATENERFASSUNG

2.2.1 EINFÜHRUNG

Ausgehend von den Anforderungen, die im folgenden Abschnitt dargelegt werden, wird bestimmt, welche Einflüsse auf die Leistungsfähigkeit wirken. Ferner muss eine Methodik aufgezeigt werden, diese Einflüsse zu erfassen. Damit ist einerseits ein notwendiger Schritt getan, um das Vorgehen bei der Datenauswertung zu definieren, andererseits können daraus auch die aufzuzeichnenden Daten bestimmt werden, welche für das Vorgehen bei der Datenauswertung relevant sind. Zusätzlich müssen Probleme der Datenkonvertierung, Plausibilitätsprüfung und Zeitsynchronisation beachtet werden. Da das Vorgehen der Datenauswertung auf den Nachweis der Leistungsfähigkeit des GBAS abzielt, ist selbstverständlich die Nachweismethodik auch für das Vorgehen bei der Datenauswertung von Bedeutung. Eine grafische Übersicht über das Vorgehen ist in Abbildung 5 angegeben.

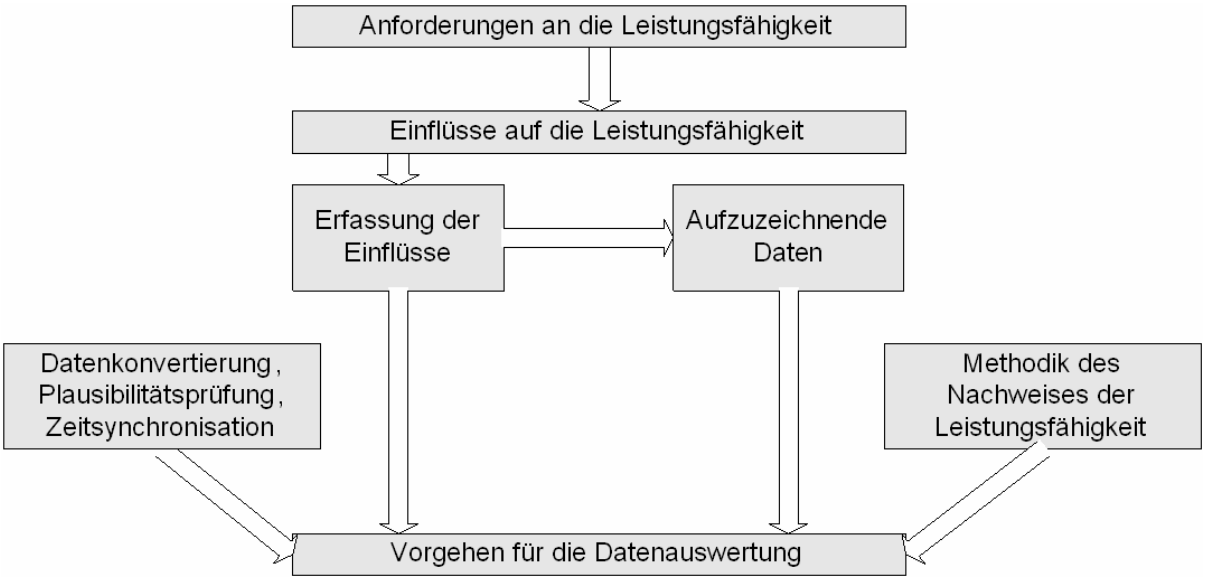


Abbildung 5: Entwicklung des Vorgehens der Datenauswertung

2.2.2 SYSTEMANFORDERUNGEN – GEFORDERTE PERFORMANCE

Die Anforderungen an die Leistungsfähigkeit von Navigationssystemen wurden von der ICAO in „Manual on Required Navigation Performance (RNP)“, Doc 9613, und „Manual on Required Navigation Performance (RNP) for Approach, Landing and Departure Operations“ definiert. Die Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems umfasst die Anforderungen an das Signal in Space (SIS)[1] und die Bordausrüstung. Die wesentlichen an das Navigationssystem – GBAS – gestellten Anforderungen werden durch die RNP Parameter, als Anforderungen an das SIS, ausgedrückt.

Diese Anforderungen sind in den ICAO SARPS (/33/) festgehalten. Die Spezifikationen für das Bordequipment sind in den RTCA MOPS DO-253 (/44/) enthalten. Die geforderten Eigenschaften von GBAS Bodenstationen können in FAA-E-2937A (/28/) und EUROCAE ED 114 (/6/) nachgeschlagen werden. Die Minimum Aviation System Performance Standards (MASPS) sind in RTCA DO-245 (/43/) zu finden. Hier sollen kurz die in den ICAO SARPS (/33/) enthaltenen Anforderungen wiedergegeben werden.

Gemäß RNP Konzept werden Anforderungen an die Leistungsfähigkeit des Systems durch die Parameter Genauigkeit, Integrität, Verfügbarkeit und Kontinuität beschrieben:

- Die *Genauigkeit* kennzeichnet den Positionsfehler, also die Differenz zwischen der berechneten und der tatsächlichen Position. Sie wird als Wahrscheinlichkeit dafür, dass der Positionsfehler zu 95% innerhalb vorgegebener Grenzen liegt, angegeben. Der gesamte Positionsfehler, Total System Error (TSE), setzt sich aus einem durch das Navigationssystem verursachten Fehleranteil, Navigation System Error (NSE) und dem flugtechnischem Fehler, Flight Technical Error (FTE), zusammen. Hier wird nur der NSE betrachtet, da der FTE nicht systemspezifisch ist.
- Die *Integrität* ist ein Wert für die Richtigkeit der Informationen, die vom System geliefert werden. Die Integrität beschreibt die Fähigkeit des Systems rechtzeitig und zuverlässig Warnungen an den Nutzer (Alerts) zu übermitteln, wenn die Richtigkeit der Positionsbestimmung nicht mehr gewährleistet ist.
- Mit der *Kontinuität* wird die Fähigkeit des Systems, seine Funktion ohne unvorhergesehene Unterbrechung auszuführen, beschrieben.

[1] Das GBAS SIS umfasst die Signale des Satellitensubsegmentes und den VDB, im Gegensatz zum GPS SIS, welches nur die Signale des Satellitensubsegmentes umfasst.

- Die *Verfügbarkeit* ist charakterisiert durch die Zeit, in der das System zur Navigation genutzt werden kann und zuverlässige Daten liefert.

Tabelle 1 enthält die Anforderungen an das SIS, ausgedrückt durch die RNP Parameter, für Anflugoperationen nach Kategorie I (CAT I), wie sie in den ICAO SARPS (/33/, S. 42G, Tabelle 3.7.2.4-1) angegeben werden.

Operation	**Genauigkeit** 95%		**Integrität**				**Kontinuität**	**Verfügbarkeit**
	Horizontal	Vertikal	Risiko	HAL	VAL	TTA		
CAT I	16,0 m	(6,0 bis) 4,0 m	$2x10^{-7}$ / 150 s	40 m	(15 bis) 10 m	6 s	$1 – 8x10^{-5}$ / 150s	0,99 bis 0,99999

Tabelle 1: Anforderungen an die SIS Performance

Der Wertebereich für das Vertical Alert Limit (VAL) ergibt sich aus dem Bereich für die Genauigkeitsanforderungen.

Es wird ein Wertebereich für die Verfügbarkeit angegeben, der von verschiedenen betrieblichen Erfordernissen abhängt, wie z.B. der Frequenz der Anflüge, der Dauer von Ausfällen, der Verfügbarkeit von alternativen Navigationshilfen, Radarüberwachung, der Verkehrsdichte und anderen. Detaillierte Informationen können /33/, ATT D, 3.5 entnommen werden.

Diese Anforderungen an das GBAS SIS lassen sich auf die einzelnen Komponenten, die zur Gesamtperformance des SIS beitragen, aufteilen, s. /43/ . Im Folgenden wird die Aufteilung nach den RTCA MASPS (/43/) wiedergegeben.

Die Integritätsanforderungen für das GBAS Bodensubsystem lauten:

- Integritätsrisiko kleiner 1,5 x 10^{-7} / 150 s,
- Time to Alert (TTA) kleiner oder gleich 3 s,
- Final Approach Segment Vertical Alert Limit (FASVAL) kleiner 10 m
- FAS Lateral Alert Limit (FASLAL) kleiner 40 m.
- Das Protection Level Integritätsrisiko beträgt 5 x 10^{-8}.

Für die Kontinuitätsanforderungen:

- Die Wahrscheinlichkeit für eine Kontinuitätsverletzung wegen nicht empfangenen VDB's, während GBAS Bodenstation und MMR innerhalb der Spezifikationen arbeiten, soll 1 x 10^{-7} / 15 s nicht überschreiten.
- Die Wahrscheinlichkeit einer ungeplanten Unterbrechung des VDB soll 1 x 10^{-7} / 15 s nicht überschreiten.
- Die Wahrscheinlichkeit für eine Verletzung der Kontinuität aufgrund Überschreitens der Alert Limits durch die Protection Level soll 7,8 x 10^{-6} / 15 s nicht überschreiten. Dieser Fall kann aufgeteilt werden in eine Kontinuitätsverletzung mit Konfigurationswechsel (z.B. Ausfall eines Satelliten) und eine Kontinuitätsverletzung ohne Konfigurationswechsel.
    - Die Wahrscheinlichkeit für eine Kontinuitätsverletzung mit Konfigurationswechsel soll 6,8 x 10^{-6} / 15 s nicht überschreiten.
    - Die Wahrscheinlichkeit für eine Kontinuitätsverletzung ohne Konfigurationswechsel soll 1 x 10^{-6} / 15 s nicht überschreiten.

Die Kontinuität des GBAS Bodensubsystems soll größer / gleich 1-3,3x10E-06 sein.

Das GBAS SIS muss neben den RNP Parametern weitere Anforderungen erfüllen. So muss sichergestellt sein, dass innerhalb eines bestimmten Bereiches der Empfang des VDB möglich ist und innerhalb dieses Bereiches die Genauigkeit, Integrität, Verfügbarkeit und Kontinuität gewährleistet sind. Diese Eigenschaft wird durch das Coverage Volume ausgedrückt. Die Anforderungen an das Coverage Volume können für die Bodenstation EUROCAE ED-114 (/6/ und FAA Specification FAA-E-2937 (/28/) entnommen werden.

Weiterhin werden an die GBAS Ausrüstung Anforderungen an die Empfindlichkeit gegenüber hochfrequenten Störungen (Interference) gestellt. Diese Anforderungen sind in den ICAO SARPS (/33/) angegeben.

Die Spezifikationen der GBAS Ausrüstung enthalten auch die üblichen Anforderungen, die an konventionelle Bord- und Bodenausrüstung gestellt werden, wie z.B. die Beständigkeit gegenüber Witterungseinflüssen (Bodenstation), minimale und maximale Temperatur-bereiche etc.

Auf die genannten Anforderungen gibt es eine Reihe von Einflüssen, die im nächsten Abschnitt genannt werden sollen.

2.2.3 EINFLÜSSE AUF PERFORMANCE

2.2.3.1 EINFLÜSSE AUF DIE GENAUIGKEIT

Die Genauigkeit satellitengestützter Ortungs- und Navigationssysteme ist in der Literatur ausführlich diskutiert, s. Parkinson /40/, Bauer /1/, Mansfeld /35/ und Hoffman-Wellenhof /30/. Im Hinblick auf die im nächsten Abschnitt folgende Darstellung der Möglichkeiten der Erfassung der verschiedenen Fehlerquellen, soll hier die Wirkungsweise der Fehlerquellen auf die Genauigkeit dargestellt werden. Eine ähnliche Betrachtung wurde im EUROCONTROL Dokument EEC Report E-342 (/8/) für die operationelle Validierung des Satellite Based Augmentation System (SBAS) durchgeführt.

Der NSE setzt sich aus Fehleranteilen innerhalb des Bordsubsystems, sowie aus Fehlern des SIS zusammen. Die SIS Fehler wiederum lassen sich auf Anteile des Satellitensubsystems und im Bodensubsystem entstehende Fehler aufspalten. Für das Satelliten SIS ergeben sich Einflüsse aufgrund der Satellitengeometrie und Anteile aufgrund von Fehlern bei der Bestimmung der Schrägentfernungen.

Der Einfluss der Satellitengeometrie wird durch die Dilution of Precision (DOP) beschrieben. Wegen der ständigen Veränderung der Satellitengeometrie, ist die DOP orts- und zeitabhängig. Der geometrische Ort aller Punkte, an denen die gleiche Schrägentfernung zum Satelliten gemessen wird, die Standfläche, ist eine Kugeloberfläche. Für den Fall der Ortung in der Horizontalebene, z. B. auf der Erdoberfläche, ergeben sich kreisförmige Standlinien, deren Schnittpunkt den Standort ergibt. In der Nähe des Standortes können, wegen der großen Entfernung zu den Satelliten, die kreisförmigen Standlinien durch Geraden angenähert werden. Wegen der Schrägentfernungsfehler ergibt sich jedoch ein bestimmter Bereich innerhalb einer rhombusförmigen Fläche, in dem sich zwei Standlinien schneiden. Bei gleichem Schrägentfernungsfehler wird diese Fläche minimal, wenn sich zwei Standlinien unter einem Winkel von 90° schneiden. Der Schnittwinkel zweier Standlinien wird mit abnehmender Entfernung zweier Satelliten zueinander kleiner.

Fehler bei der Bestimmung der Schrägentfernungen ergeben sich durch Mehrwegeausbreitung (Multipath), atmosphärische Einflüsse, das Eigenrauschen des Empfängers und hochfrequente Störungen. Für die Positionsbestimmung mit GPS ergeben sich auch Einflüsse aufgrund von Satellitenuhrenfehlern und Ephemeridatenfehlern. Die beiden letztgenannten Einflüsse werden im Betrieb mit Differentialstation nahezu vollständig eliminiert.

Die Mehrwegeausbreitung, also der Empfang reflektierter Signale, führt zu längeren Laufzeiten der reflektierten Signale. Da die Messung der Schrägentfernungen auf der Messung der Laufzeit basiert, wirken sich diese Fehler direkt auf die Genauigkeit der Schrägentfernungsmessung aus und nach Transformation der Schrägentfernungen in die Positionsebene, auch auf die Genauigkeit der Positionsbestimmung. Messfehler, die auf Mehrwegeausbreitung zurückzuführen sind, sind von folgenden Parametern abhängig (vgl. Mansfeld, /35/):

- Dem Leistungsverhältnis von direkten zu reflektierten Signal, bzw. der Dämpfung des reflektierten Signals: Sind die reflektierten Signale nur schwach gedämpft, wächst der Multipath-Fehler.
- Der Weglängendifferenz (und damit der Zeitdifferenz) von reflektiertem und direktem Signal. Mit größer werdender Verzögerung des reflektierten Signals wachsen Fehler aufgrund von Mehrwegeausbreitung.
- Der Richtcharakteristik der Empfangsantenne. Im Bereich der Bodenstation ist es vorteilhaft, wenn die Satellitenantennen eine verringerte Empfindlichkeit gegenüber von unten eintreffenden Signalen aufweisen (Choke Ring und Multipath Limiting Antennen).
- Der Art der Signalverarbeitung im Satellitenempfänger. Verzögert eintreffende Signale bewirken eine verzerrte Autokorrelationsfunktion, sie wird unsymmetrisch. Wie bereits erwähnt wertet der Satellitenempfänger die Autokorrelationsfunktion des PRN Codes aus. Das Halten des Kontaktes zum Satelliten geschieht über Verschiebung der im Empfänger gebildeten PRN Impulsfolge. Diese Nachführung geschieht durch geregelte Verzögerungsglieder (Delay Locked Loop). Durch Verringerung der Zeit zwischen den frühen und späten Korrelator-Samples kann der Einfluss der reflektierten Signale verringert werden (narrow correlator spacing). Eine ausführliche Darstellung des Verfahrens kann /40/ entnommen werden. Das bereits angesprochene Verfahren der Trägerphasenglättung hilft ebenfalls Fehler infolge Mehrwegeausbreitung zu reduzieren.

Messfehler aufgrund von Mehrwegeausbreitung können an den Antennen der Bodenstation ebenso auftreten, wie an der Flugzeugantenne. Da die Multipath-Fehler in Boden- und Bordsubsystem unkorreliert sind, können sie durch die Differentialstation nicht verringert werden. Das Gegenteil ist der Fall: die Fehler, die durch Mehrwegeausbreitung an der Bodenstation und an der Flugzeugantenne hervorgerufen werden addieren sich, so dass im Gegensatz zur reinen GPS Messung, mit größeren Multipath-Fehlern zu rechnen ist. Daher kommt der Standortwahl der Satellitenantennen der Bodenstation und der Anbringung der Satellitenantennen am Flugzeug eine besondere Bedeutung zu.

Atmosphärische Effekte, die zu Fehlern in der Schrägentfernungsmessung führen, beruhen auf Effekten in der Iono- und Troposphäre. Durch atmosphärische Einflüsse hervorgerufene Fehler in der GPS Schrägentfernungsmessung werden durch das differentielle Verfahren des GBAS prinzipiell beseitigt, da sie zwischen Boden- und Bordsubsystem korreliert sind. Diese Differentialkorrekturen sind jedoch fehlerbehaftet. Ein Restfehler aufgrund ionospärischer Einflüsse ergibt sich aus folgenden Gründen (vgl. /40/, S. 22):

- Die vom Nutzer und der Referenzstation empfangenen Satellitensignale passieren die Ionosphäre an verschiedenen Orten.
- Der Einfallswinkel der Signale ist verschieden. Das wird durch den „obliquity factor“ beschrieben
- Verzögerungen führen zu veralteten Korrekturen (geringer Effekt)

Die Größe dieser Einflüsse ist zeitabhängig.

Einflüsse der troposphärischen Refraktion auf die Signallaufzeit können über atmosphärische Modelle abgeschwächt werden. Unter Verwendung von Differentialkorrekturen ist der verbleibende troposphärische Restfehler sehr gering, wächst jedoch mit zunehmender Entfernung und Höhendifferenz zur Referenzstation. Der Fehler steigt auch, falls die Signalwege zum Nutzer und zur Referenzstation signifikante Wetterunterschiede aufweisen sollten.

Beide atmosphärische Einflüsse führen über unterschiedliche Signallaufzeiten zum Anwachsen des Schrägentfernungsmessfehlers und damit zu Fehlern in der Genauigkeit der Positionsbestimmung.

Einen starken Einfluss auf die Genauigkeit können Interferenzen haben, die durch hochfrequente Störungen anderer Sender, die auf ähnlichen Frequenzen, wie denen, die GBAS nutzt, hervorgerufen werden. Durch Interferenzeinflüsse verschlechtert sich die Qualität der empfangenen Signale, das Signal-Rausch-Verhältnis (S/N-Verhältnis) verringert sich, die Bit- und Wortfehlerrate steigt, Daten können nicht mehr dekodiert werden. Unter Umständen wird das eigentliche Signal derart verdeckt, dass es an der Antenne nicht mehr identifiziert werden kann, das führt zum Ausschluss von Satelliten aus der Navigationslösung und somit zur Verschlechterung der Genauigkeit. Ist die Bodenstation durch hochfrequente Störungen betroffen, werden die dadurch hervorgerufenen Positionsmessfehler den übermittelten Differentialkorrekturen zugefügt. Wirken Interferenzeinflüsse nur in der lokalen Umgebung des Bordsubsystems, das Bodensubsystem ist also unbeeinflusst, so können die daraus resultierenden Fehler durch korrekte Differentialkorrekturen verringert werden. Sind die Störungen im Hochfrequenzbereich jedoch so stark, dass der VDB nicht mehr empfangen werden kann, stehen natürlich keine Differentialkorrekturen mehr zur Verfügung und somit sinkt die Genauigkeit ebenfalls (allerdings stehen dann auch keine Anflugwegdaten mehr zur Verfügung und der Anflug muss abgebrochen werden, s. Kontinuität). Im Vergleich zum VDB-Empfang kann der Empfang der Satellitensignale durch hochfrequente Störungen, wegen der geringen Empfangseingangsleistung (~ -160 dBW), wesentlich einfacher beeinflusst werden.

Auch die Flugzeugdynamik kann einen Einfluss auf die Genauigkeit ausüben. Durch hohe Roll- und Nickwinkel kann es zur Abschirmung von Satelliten kommen, deren Signale dann nicht mehr empfangen werden können. Die verringerte Anzahl von Satelliten in der Navigationslösung senkt die erzielte Genauigkeit. Hohe Dopplerraten, wie sie während dynamischer Manöver auftreten, können zu „cycle slips“ (Unstetigkeit einer ganzzahligen Anzahl von Zyklen in der gemessenen Trägerphase, die aus einem Verlust des Satellitensignals resultiert (vgl. /57/), bzw. zum Verlust von Satelliten in der Navigationslösung führen). Damit einher geht eine verringerte Genauigkeit (vgl. EUROCONTROL EEC Report 342, /8/).

2.2.3.2 EINFLÜSSE AUF DIE INTEGRITÄT

Eine Integritätsverletzung liegt vor, wenn die Richtigkeit der vom GBAS gelieferten Informationen nicht mehr gewährleistet ist, also wenn der Positionsfehler das zulässige Alert Limit (AL) länger als die zulässige TTA überschreitet und keine Fehlermeldung generiert wird. Da der NSE des Systems im Betrieb nicht bekannt ist, wird ein modellierter Schätzwert für den NSE, der größer als der tatsächliche NSE sein muss – der Protection Level (PL) – mit dem AL verglichen. Dabei werden zwei Fälle unterschieden:

- Misleading Information (MI) liegen vor, wenn gilt: NSE > PL
- Hazardous Misleading Information (HMI) liegen vor, wenn gilt: NSE > AL > PL.

Diese Zusammenhänge sind in Abbildung 2 noch einmal dargestellt.

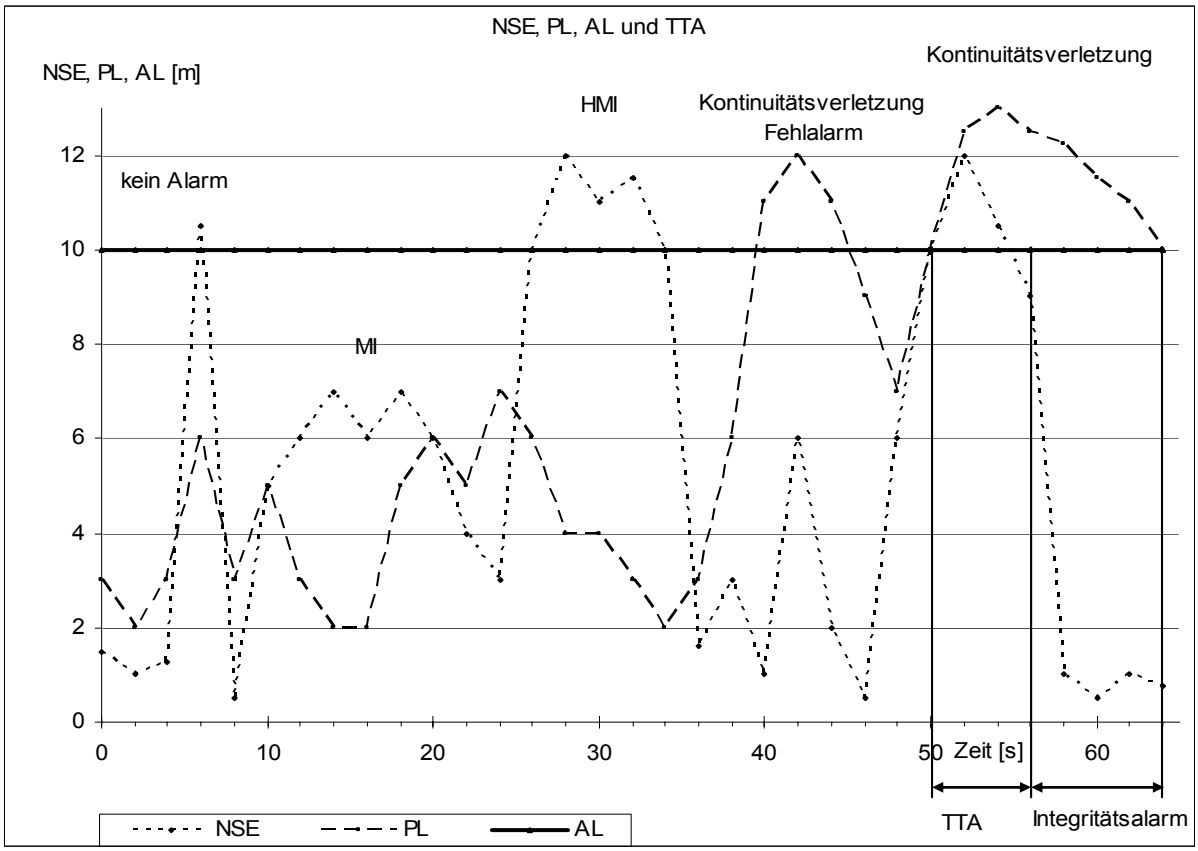


Abbildung 6: Zusammenhänge zwischen NSE, PL, AL und TTA

Auch die Integritätsanforderungen werden in Anforderungen an das Bordsystem und das SIS aufgeteilt (s. /43/). Die im Folgenden genannten Einflüsse auf die Integrität der Navigationslösung sind prinzipiell an beiden Subsystemen beobachtbar und wirksam.

Haupteinfluss auf die Integrität üben Einflüsse durch Mehrwegeausbreitung und Interferenz aus.

Die Integrität der Navigationslösung wird durch Mehrwegeausbreitung beeinflusst. Sendet die Bodenstation Differentialkorrekturen, die durch Mehrwegeausbreitung im Bereich der Satellitenantennen der Bodenstation beeinflusst sind, ergibt sich ein Fehler in der Positionsbestimmung im Bordsubsystem und die Integrität sinkt. Um den Einfluss dieser Fehlerursache zu minimieren, ist die Positionierung der Bodenstation entscheidend. Die verringerte Genauigkeit durch Mehrwegeausbreitung ist für die Empfänger (Boden- und Bordsubsystem) schwer detektierbar. Daher ist eine Integritätsverletzung durch Mehrwegeausbreitung über die verringerte Genauigkeit möglich. Effekte durch Mehrwegeausbreitung können auch über andere Mechanismen die Integrität beeinflussen. Wenn ein Satellit aus der Navigationslösung entfernt wird, der für RAIM genutzt werden könnte, sinkt die Integrität.

Interferenzeinflüsse können den Verlust von Satelliten in der Navigationslösung bewirken. Daraus resultiert eine Verringerung der Integrität. Interferenzeinflüsse können zusätzlich auch die Genauigkeit des Systems negativ beeinflussen und bergen damit das Potential für Integritätsfehler, wenn das nicht erkannt wird.

Der Einfluss atmosphärischer Effekte auf die Integrität ergibt sich aus der verringerten Genauigkeit der Positionslösung infolge fehlerbehafteter Bestimmung der Schrägentfernungen. Daraus resultiert das Potential für Integritätsverletzungen, falls die verringerte Genauigkeit nicht erkannt wird.

Auch die Flugzeugdynamik kann indirekt über die Genauigkeit einen Einfluss auf die Integrität ausüben. Infolge hoher dynamischer Lasten kann es zu Fehlfunktionen der Bordempfänger kommen. So ist es möglich, dass die RAIM-Leistungsfähigkeit durch Verlust von Satelliten in der Navigationslösung sinkt, aber auch eine verringerte Genauigkeit infolge größerer Schrägentfernungsmessfehler ist möglich. Allerdings sollten diese Einflüsse bereits bei der Empfängerauslegung und -entwicklung minimiert werden. Der Hersteller muss mittels geeigneter Verfahren (z.B. Test) eine Unempfindlichkeit gegenüber hohen dynamischen Lasten nachweisen (s. RTCA DO 253, /44/).

Eine Reihe von möglichen Ursachen für Integritätsverletzungen ergibt sich im Bodensubsystem, z.B. Schrägentfernungsmessfehler durch Satellitensignalanomalien, zu kleine Signallevel, fehlerhafte Aussendung von Ephemeridendaten. (aus FHA /7/, s. auch ED-114 /6/).

2.2.3.3 EINFLÜSSE AUF DIE KONTINUITÄT

Auch die Kontinuitätsforderungen werden gemäß RTCA DO-245 (/43/) in Anforderungen an das Bordsubsystem und das SIS aufgeteilt. Die SIS Kontinuität wiederum wird in die Anteile aus der VDB Kontinuität (fehlerfrei), die Kontinuität der VDB Übertragung und die Kontinuität der PL aufgeteilt. Die Kontinuität des VDB (fehlerfreier Fall) wird durch Anforderungen an die Empfängerempfindlichkeit (maximal tolerierbare Verlustrate für VDB Messages innerhalb des zulässigen Bereiches der empfangenen Leistung) und minimale und maximale HF Feldstärken innerhalb des VDB (geometrischen) Empfangsbereiches ausgedrückt. Für die Kontinuität der VDB Übertragung sind die Redundanz und die Zuverlässigkeit des GBAS Bodensystems von Bedeutung. Diese Faktoren müssen bei der Auslegung der Bodenstation und der Bordempfänger beachtet werden. Die Anforderungen an die Komponenten des GBAS sind in den entsprechenden MOPS (/6/ und /44/) festgeschrieben und müssen durch die Hersteller erfüllt werden. Im Betrieb des GBAS ist die Kontinuität der PL ausschlaggebend (PL < AL). Dabei wird zwischen der Kontinuität der PL ohne Konfigurationswechsel (Kontinuität der Integrität, Empfindlichkeit gegenüber Änderungen der Integritätsparameter) und der Kontinuität der PL mit Konfigurationswechsel (dazu zählen der Ausfall und Ausschluss von Satelliten und der Verlust von Messungen der Referenzempfänger), unterschieden.

Für die Positionslösung ist der gleichzeitige Empfang von vier Satelliten nötig. Durch Methoden des Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) ist es möglich festzustellen, ob ein Satellit fehlerhaft arbeitet (fünf Satelliten notwendig), bzw. welcher Satellit fehlerhafte Signale aussendet (mind. Sechs Satelliten nötig).Somit ist in der Bewertung der Kontinuität auch die RAIM Verfügbarkeit enthalten.

Den größten Einfluss auf die Kontinuität hat die Satellitengeometrie über die Anzahl empfangbarer Satelliten.

Durch Verdecken der Sichtlinie zu einzelnen Satelliten, z.B. durch Flugzeugteile während dynamischer Manöver, oder durch das Gelände, steht der betreffende Satellit für die Positionslösung nicht mehr zur Verfügung und die Kontinuität sinkt.

Auch Interferenzen bewirken, dass ein oder mehrere Satellit(en) nicht mehr empfangbar sind, oder der VDB nicht empfangen werden kann und führen zu einer verringerten Kontinuität.

Mehrwegeausbreitung führt ebenfalls zur Verringerung der Kontinuität, wenn ein Satellit aus der Navigationslösung ausgeschlossen werden muss.

Atmosphärische Einflüsse können einen sekundären Effekt auf die Kontinuität infolge verringerter Genauigkeit ausüben. Wenn die Genauigkeit aufgrund atmosphärischer Effekte soweit sinkt, dass sie für die Durchführung des Anfluges nicht mehr ausreicht, wirkt sich das auf die Kontinuität aus.

Schließlich ist für die Kontinuität auch das Ausfallverhalten des GBAS, bzw. seiner Komponenten von Bedeutung.

2.2.3.4 EINFLÜSSE AUF DIE VERFÜGBARKEIT

Die oben angeführten Mechanismen führen neben der Verringerung der Genauigkeit, Integrität und Kontinuität auch zur Verringerung der Verfügbarkeit. Alle Einflüsse die einen Ausschluss eines Satelliten aus der Positionslösung (bzw. den Verlust eines Satelliten in der Positionslösung) verursachen, senken die Verfügbarkeit.

Prinzipiell ist es möglich, den Einfluss der Satellitengeometrie auf die Verfügbarkeit vor Beginn der Anflugoperation rechnerisch bzw. durch Simulationen aufgrund bekannter Almanachdaten zu bestimmen. Bekannte Störungen des Satellitensubsystems werden den „Notice Advisory to Navstar Users (NANU), bzw. für das GBAS in den Notices to Airmen (NOTAM) veröffentlicht.

Haupteinfluss auf die Verfügbarkeit der PL hat vor allem die Satellitengeometrie. Somit haben auf die Verfügbarkeit die gleichen Fehlerquellen einen Einfluss, wie auf die Kontinuität:

- Messfehler durch Mehrwegeausbreitung können dazu führen, dass ein Satellit aus der Navigationslösung ausgeschlossen wird, somit kann ein Verfügbarkeitsfehler auftreten, wenn der betreffende Satellit ein kritischer Satellit ist.
- Interferenzeinflüsse können ebenfalls zum Verlust von Satelliten in der Navigationslösung führen und somit zu einem Verfügbarkeitsfehler.
- Auch Unterbrechungen der Sichtverbindung zu Satelliten können zu einem Verfügbarkeitsfehler führen.

Auch für die Verfügbarkeit ist das Ausfallverhalten des GBAS bzw. seiner Komponenten von Bedeutung.

2.2.4 ERFASSUNG DER EINFLÜSSE

2.2.4.1 FLUGZEUGCHARAKTERISTIK UND -DYNAMIK

Im Folgenden soll dargestellt werden, wie die in den vorangegangenen Abschnitten genannten Einflüsse auf die Leistungsfähigkeit des GBAS erfasst werden können.

Für die im Rahmen des AP *7530 – Betriebliche Flugversuche* – stattfindenden Flugversuche stehen die Flugzeugcharakteristika fest. Damit stehen auch alle geometrischen Daten und die Anbringungsorte der Antennen fest. Allerdings liegen diese Spezifikationen noch nicht vor. In Vorbereitung der Auswertung wird es erforderlich sein, diese geometrischen Daten zugänglich zu machen.

Um die Flugzeugdynamik zu erfassen, ist die Aufzeichnung der Lagewinkel, Geschwindigkeiten und Beschleunigungen, die dem inertialen Meßsystem direkt entnommen werden können, von Bedeutung. Aspekte der Datenaufzeichnung werden in Abschnitt 4 dargelegt.

Die Charakteristika des bei der Erstflugvermessung zum Einsatz kommenden Flugzeuges sind derzeit ebenfalls noch nicht bekannt.

2.2.4.2 RECEIVERDYNAMIK

Die Unempfindlichkeit der Bordempfänger gegenüber dynamischen Einflüssen wird durch den Zulassungsprozess gewährleistet. Es ist Aufgabe der Hersteller, Bordempfänger unempfindlich gegenüber dynamischen Einflüssen auszulegen und das während der Zulassung nachzuweisen.

Sollte die Flugzeugdynamik dennoch einen Einfluss auf die Empfängerperformance ausüben, so existieren einige Anhaltspunkte, anhand derer der Einfluss bestimmt werden kann.

Aufschlüsse kann der Vergleich der aufgezeichneten Beschleunigungen mit der Anzahl sichtbarer Satelliten, bzw. aufgetretenen cycle slips liefern.

2.2.4.3 SATELLITENGEOMETRIE

Mit Kenntnis der von den Satelliten übermittelten Ephemeridendaten lässt sich die Satellitengeometrie bestimmen. Aus den Ephemeridendaten lassen sich die Satellitenpositionen angeben. Daraus lassen sich einerseits die DOP Faktoren, GDOP (Geometrical DOP), HDOP (Horizontal DOP), VDOP (Vertical DOP) und TDOP (Time DOP) und andererseits auch die Azimut- und Elevationswinkel berechnen. Neben den Ephemeridendaten ist auch die Kenntnis des Beobachtungsortes nötig. Die DOP Faktoren lassen sich jedoch schneller aus den Schrägentfernungsmessungen bestimmen. Vorhersagen zu den Satellitenpositionen sind anhand der Almanachdaten möglich. Die Berechnungsmethoden sind in /40/ enthalten.

2.2.4.4 VERDECKEN VON SATELLITEN

Das Verdecken von Satelliten kann am Boden durch das Gelände oder durch zeitweise vorhandene Hindernisse, wie z.B. Fahrzeuge auftreten. Im Bordsubsystem können Satelliten durch Flugzeugteile, z.B. durch die Tragfläche bei ausreichendem Querlagewinkel, oder durch das Gelände, z.B. im Endanflug in bergigen Regionen, auftreten.

Allgemein wird sich das Signal-Rausch-Verhältnis (S/N-Verhältnis) verschlechtern. Das S/N-Verhältnis verschlechtert sich aber auch für niedrig stehende Satelliten, also Satelliten mit einem kleinen Elevationswinkel. Einflüsse durch Verdeckung von Satelliten lassen sich auch durch den Vergleich der theoretisch sichtbaren Satelliten, mit den praktisch sichtbaren Satelliten bestimmen.

Verdeckung von Satelliten durch das Gelände im Bodensubsystem lässt sich durch oben genannten Vergleich, den Azimut- und Elevationswinkeln der betroffenen Satelliten und Kenntnis der Geländegegebenheiten nachweisen. Verdeckung von Satelliten aufgrund von Geländegegebenheiten im Bodensubsystem wird periodisch auftreten. Zeitweise vorhandene Hindernisse als Ursache für das Verdecken von Satelliten auszumachen fällt ungleich schwerer, da es im Allgemeinen nicht möglich ist diese zeitweise vorhandenen Hindernisse anhand aufgezeichneter Daten zu identifizieren. Ein Vergleich der Richtungen des verdeckten Satelliten aus den Azimut- und Elevationswinkeln und den Geländegegebenheiten kann hier nur einen Anhaltspunkt liefern. Wenn das Gelände nicht ursächlich für das Verdecken ist, liegt eine andere Ursache vor und die Vermutung auf ein zeitweise vorhandenes Hindernis liegt nahe, insbesondere wenn das Verdecken nicht periodisch auftritt.

Das Verdecken von Satelliten durch Flugzeugteile lässt sich durch Vergleich der Lagewinkel, der Position und der Ausrichtung des Flugzeuges mit den Azimut- und Elevationswinkeln der Satelliten bestimmen. Dazu ist die Kenntnis der Einbauposition der Satellitenantenne am Flugzeug nötig. Verdeckung von Satelliten am Flugzeug durch Geländegegebenheiten ist nur in bergigen Regionen zu erwarten. Für diesen Fall liefert der Vergleich von Flugzeugposition und Höhe, der Satellitenpositionen und der Geländegegebenheiten Aufschlüsse.

2.2.4.5 HOCHFREQUENTE STÖRUNGEN – INTERFERENZ

Unter dem Einfluss hochfrequenter Störungen verschlechtert sich das S/N-Verhältnis. Dieses Verhältnis wird jedoch auch durch das Eigenrauschen des Empfängers, Einflüsse infolge Mehrwegeausbreitung und eventuell verdeckte Satelliten beeinflusst, so dass das S/N-Verhältnis keinen Aufschluss über den wirkenden Einfluss zulässt. Um Interferenzeinflüsse

zuverlässig isolieren zu können ist eine Überwachung des hochfrequenten Spektrums notwendig. Eine solche Möglichkeit steht mit dem von der DFS betriebenen GNSS Interference Monitoring System (GIMOS) zur Verfügung. Die Art des aufgezeichneten Spektrums lässt auf die Quelle der Störungen schließen. Eine Übersicht ist in Tabelle 3 angegeben:

Art des Spektrums	Typische Quelle
Breitbandiges Signal mit Gaußscher Verteilung, ohne Modulation	Absichtlich erzeugtes Störsignal (z.B. militärisch oder terroristisch)
Breitbandiges Spektrum: Hochfrequenter Träger mit breitbandiger Modulation, insbesondere Amplitudenmodulation	Harmonische der Sendefrequenzen von TV-Sendern, bandnahe Frequenzen von Richtfunksendern bei unzureichender Selektion an Bandgrenzen der Empfängereingangsfilter
Breitbandiges Spreizspektrum	Absichtlich erzeugtes Störsignal (z.B. militärisch oder terroristisch), Nahfeldstörungen von Pseudoliten
Breitbandige Impulsfolge	Frequenzband der Radarsender
Schmalbandiges Spektrum: Hochfrequenter Träger mit schmalbandiger Modulation, insbesondere Frequenz- und Phasenmodulation	Harmonische der Sendefrequenzen von Hörfunksendern, Harmonische der Sendefrequenzen der Basisstationen von Mobilfunknetzen, Harmonische der Sendefrequenzen von Teilnehmern in Mobilfunknetzen
Schmalbandiges Spektrum: Hochfrequenter Träger mit periodisch veränderlicher Frequenz mit schmalbandiger Modulation	Absichtlich erzeugtes Störsignal (sweep-generator), dessen Spektrum dem zu störenden System angepasst ist (z.B. militärisch oder terroristisch)
Schmalbandiges Spektrum: Hochfrequenter Träger mit periodisch veränderlicher Frequenz ohne Modulation	Signale: funktechnische Geräte

Tabelle 2: Spektren hochfrequenter Störquellen (nach /35/)

2.2.4.6 MEHRWEGEAUSBREITUNG

Ein mögliches Vorgehen zur Bestimmung des durch Mehrwegeausbreitung hervorgerufenen Fehleranteils ist in /40/ beschrieben.

Die bord- und bodenseitig durchgeführten Schrägentfernungsmessungen basieren auf Messungen des C/A-Codes. Sie enthalten somit den Code Multipath Fehler. Durch Messung der Trägerphase und Bilden der Differenz: Code – Phase bleibt ein Term, der den Multipath-Fehler, den Code Messfehler, das Empfängerrauschen und den ionosphärischen Term enthält.

Die Codemessfehler können durch Filterung verringert werden und der ionosphärische Anteil kann durch Zweifrequenzmessung bestimmt werden (s. 2.2.4.7 Atmosphärische Einflüsse). Durch die Periodizität der Satellitenkonstellation kann man bei statischen Messungen Aufschlüsse über den Multipath-Anteil gewinnen, da sich der Fehleranteil infolge Empfängerrauschens nicht ändert. Wegen der sich wiederholenden Satellitenkonstellationen lässt sich für eine GBAS Bodenstation die Multipath-Umgebung bei ausreichender Beobachtungsdauer (mindestens 2 x 24 h) erfassen. Dieses Verfahren setzt jedoch voraus, dass sich die Reflexionsumgebung während der Messungen nicht verändert.

Für statische Messungen ist es auch möglich den Multipath-Anteil mithilfe des Multipath Estimation Delay Locked Loop (MEDLL) Equipment von EUROCONTROL zu bestimmen. Im Rahmen von Untersuchungen zur Positionierung der Bodenstation (bzw. derer Satelllitenantenen) hinsichtlich der Reflexionsumgebung, geben diese Messungen Aufschluss über die im Betrieb zu erwartenden Fehler infolge Mehrwegeausbreitung. Diese Daten können dann als Referenzdaten für Vergleiche herangezogen werden. Der Vergleich dieser Daten mit den S/N-Verhältnisse und Code-PR minus Trägerphasenmessungen liefert dann Aufschlüsse über Fehler infolge Mehrwegeausbreitung.

Somit ist es unter Umständen möglich, auch Witterungseinflüsse auf den Multipath-Fehler zu erfassen. Diese Messungen können auch an einem mit GBAS ausgerüsteten Flugzeug am Boden durchgeführt werden. Als Ergebnis erhält man Aussagen über die Größe des Multipath-Fehlers, allerdings werden Anteile aus z.B. Bodenreflexionen enthalten sein. Diese Messungen spiegeln also nicht den reinen Anteil der Flugzeugstruktur an den Fehlern infolge Mehrwegeausbreitung wieder. Dennoch können diese Messungen für Vergleiche mit Daten, die in Flugversuchen gewonnen werden, Hinweise auf die Größe des Multipath-Fehlers liefern, da bei hinreichend langer Beobachtungsdauer ein wiederkehrendes Fehlermuster zu erwarten ist.

2.2.4.7 ATMOSPHÄRISCHE EINFLÜSSE

Freie Elektronen in der Ionosphäre bewirken eine Verzögerung der Gruppenlaufzeit der Satellitensignale, dadurch entsteht ein Fehler in der Schrägentfernungsmessung. Wie bereits erwähnt, werden diese Einflüsse durch das differentielle Verfahren des GBAS erheblich abgeschwächt, da die Fehlereinflüsse aufgrund ionosphärischer Laufzeitverzögerungen an beiden Empfängern (Boden- und Bordsubsystem) prinzipiell identisch sind. Der resultierende Restfehler aufgrund räumlicher Dekorrelation wird über ein Modell abgeschwächt. Die Parameter dieses Modells werden in der Message Type 2 übermittelt. Um den dann verbleibenden Restfehler zu bestimmen, kann folgendermaßen vorgegangen werden:

- Mithilfe eines Zweifrequenzempfängers wird der gesamte Fehler aufgrund ionosphärischer Laufzeitverzögerungen für den Boden- und den Bordempfänger bestimmt.
- Mit den Differentialkorrekturen lassen sich dann aus dem gesamten ionosphärischen Fehler, die Restfehler aufgrund räumlicher Dekorrelation bestimmen.
- Unter Verwendung der in MT 2 übermittelten Parameter wird anschließend der modellierte Restfehler aufgrund räumlicher Dekorrelation berechnet.
- Die Differenz von tatsächlichem und modelliertem Restfehler aufgrund räumlicher Dekorrelation ergibt den gesuchten verbleibenden ionosphärischen Restfehler.

2.2.4.8 EMPFANGSBEREICH – COVERAGE VOLUME

Um Anflugoperationen mit GBAS durchführen zu können ist sicherzustellen, dass das SIS im gesamten Anflugbereich empfangen werden kann. Dazu wird in /28/ ein bestimmtes Volumen an Luftraum definiert, in dem die Anforderungen an die Signalfeldstärke für den VDB erfüllt sein müssen. Der VDB wird vom Sender omnidirektional ausgestrahlt. Um sicherzustellen, dass die Spezifikationen erfüllt sind, können die Grenzen des geforderten Empfangsbereiches im Rahmen der Erstflugvermessung bestimmt werden. Im späteren Betrieb ist es dann ausreichend, die Sendeleistung der Bodenstation zu überwachen. Dazu kann neben der direkten Überwachung der Funktion der Sendestation, auch der Vergleich der ausgestrahlten VDB-Mitteilungen, wie sie am Boden durch den UGM aufgezeichnet werden, mit den an Bord empfangenen Mitteilungen dienen.

2.3 TOOLBESCHREIBUNG

2.3.1.1 ÜBERSICHT

Kernelement der Softwaretools zur Datenauswertung der Boden- und Borddaten bilden die PEGASUS / MARS Tools, die von EUROCONTROL entwickelt wurden. Die zum Zeitpunkt der Erstellung dieses Dokumentes (Mitte 2007) aktuelle Version der EUROCONTROL Softwaretools ist PEGASUS V4.3 / MARS 3.

Für zusätzliche Auswertungen wurden an der TU Berlin eine Reihe zusätzlicher Tools entwickelt. Zur Erweiterung der Schnittstellen der PEGASUS / MARS Tools dienen zwei Kommandozeilentools – zconv und ggconv – die unter der MS-DOS / Windows Kommandozeile laufen. Der Konverter „zconv.exe“ dient der Konvertierung von ASCII Zweifrequenzdaten des Ashtec Z Sensors, wie sie bei der DFS aufgezeichnet werden, in das PEGASUS Dateiformat. Der zweite Konverter – „ggconv.exe“ – dient der Konvertierung von ASCII Daten des Ashtec GG Sensors, wie sie bei der DFS aufgezeichnet werden, in das PEGASUS Dateiformat.

Zusätzlich zu den PEGASUS Tools und den Schnittstellenerweiterungen waren weitere Tools erforderlich. Da ein Großteil der Datenauswertung in MATLAB stattfindet, wurden die im Folgenden beschriebenen Tools dafür ausgelegt. Es handelt sich im Wesentlichen um nicht Standard Routinen und Funktionen die in PEGASUS (noch) nicht enthalten sind.

Es entstanden auch eine Reihe von MATLAB Skripten und Funktionen für bestimmte wiederkehrende Aufgaben.

Diese Skripte und Funktionen lassen sich in folgende Hauptgruppen einteilen.

1. Skripte und Funktionen zur erweiterten Auswertung von MMR Aufzeichnungen: Diese dienen dazu, Werte die vom MMR aufgezeichnet werden und vom PEGASUS Convertor-Modul nicht dekodiert werden, einer Auswertung zugänglich zu machen.
2. Skripte und Funktionen für die Code-Minus-Carrier Analyse: Hiermit werden aus Zweifrequenzdaten die ionosphärische Laufzeitverzögerung und die CMC-Werte, die das Empfängerrauschen und den Fehlereranteil aufgrund von Mehrwegeausbreitung enthalten, bestimmt.
3. Skripte und Funktionen für die Kontinuitätsbewertung. Anhand dieser Tools ist ein nahezu automatische Durchführung von Auswertungén zur Bewertung der Kontinuität anhand aufgezeichneter Flugversuchsdaten möglich.
4. Skripte und Funktionen zur Auswertung der VHF-Signalstärke
5. Weitere Skripte und Funktionen: Darunter fallen bestimmte häufig verwendete Transformationen und Berechnungen.

2.3.1.2 EUROCONTROL PEGASUS TOOLS

PEGASUS (Prototype EGNOS and GBAS Analysis System Using SAPPHIRE) ist ein von EUROCONTROL entwickelter Software Prototyp zur Analyse von Daten die in Flugversuchen und statischen Beobachtungen mit EGNOS, ESTB und GBAS aufgezeichnet wurden. Wie der Name andeutet befindet sich die Software in Entwicklung, bietet jedoch den Vorteil, von verschiedenen Fachgruppen als Basis anerkannt zu sein.

Pegasus ist auf Einzelplatzrechnern unter Microsoft Windows lauffähig.

Detaillierte Informationen zu Pegasus können der dem Programm beiliegenden, umfangreichen Dokumentation entnommen werden.

Die Dokumentation besteht aus den Bedienungsanleitungen des Frames /16/ und der einzelnen Module /17/, /18/, /19/, /20/, /21/, /22/, dem Interface Control Document /23/, den

Technical Notes /13/, dem Design Justification Document /25/, dem Change Document zum GNSS Solution Modul /26/ und dem Modulvergleich GNSSSolution Modul und WinGPSall /26/.

Wegen der umfangreichen Dokumentation durch EUROCONTROL soll hier nur ein kurzer Überblick über den Aufbau und die Möglichkeiten von PEGASUS gegeben werden.

PEGASUS besteht aus Softwaremodulen, die in einem gemeinsamen Rahmen zusammengefasst sind. Ein Überblick über die verschiedenen Module gibt Abbildung 7: die Erklärungen zu den Modulen basieren auf /15/.

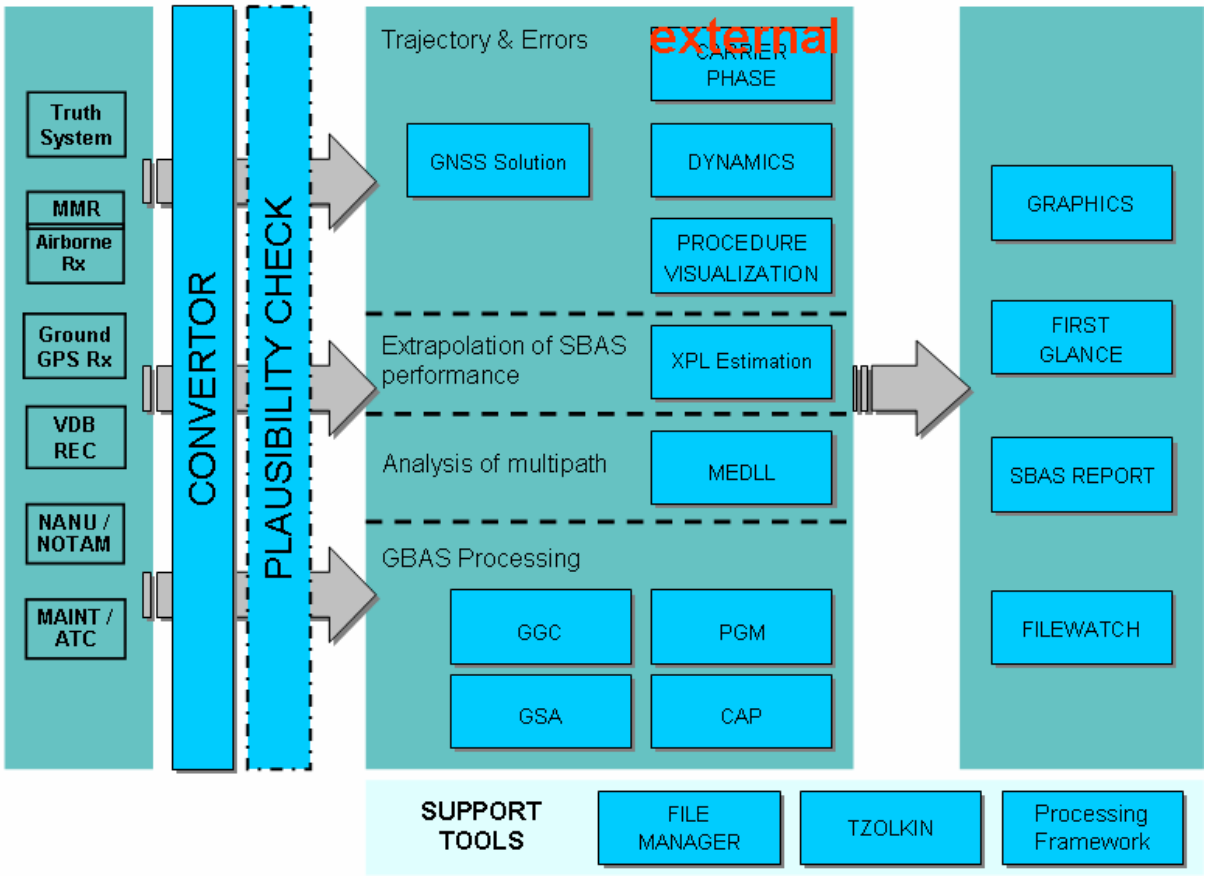


Abbildung 7: PEGASUS Module (aus EUROCONTROL, LATO9)

Der normale Arbeitsfluss geht von aufgezeichneten Rohdaten aus, die Prozessiert werden und anschließend analysiert werden.

Das „Convertor“ Modul dient der Konvertierung der von den Empfängern aufgezeichneten Binärdaten in ASCII Daten im PEGASUS internen Format.

Das Modul „Plausibility Check“ führt eine erste Überprüfung der Gültigkeit der aufgezeichneten Rohdaten durch. Anhand leistungsfähiger Regeln, die auf einzelne Daten oder Gruppen von Daten und ihrer zeitlichen Entwicklung angewendet werden, werden Aufzeichnungs- und Formatierungsfehler aufgedeckt.

PEGASUS erlaubt eine Vielzahl an Datenauswertungen und –behandlungen.

Grundlegende Auswertungsschritte zur Einschätzung von Trjektorien und auch Fehlern sind mit den Modulen GNSS Solution, Dynamics und Procedure Visualisation möglich.

Im GNSS Solution Modul werden aus den vom Convertor eingelesenen Rohdaten die GNSS Navigationslösung und dazugehörige Integritätsparameter berechnet. Innerhalb des Moduls

werden softwarebasiert GPS, SBAS und GBAS Empfänger, die den entsprechenden Mindestanforderungen (MOPS) genügen, nachgebildet. Die Datenverarbeitung innerhalb dieses Moduls geschieht analog zu Avionik Empfängern, bietet jedoch zusätzliche Optionen für Forschungszwecke.

Das „Procedure Visualization“ Modul erlaubt die Konstruktion und Visualisierung von Anflugprozeduren, sowie die Definition und Visualisierung von Anflugprozeduren und geplantem Flugweg (Wegpunkte, horizontales und vertikales Profil, signifikante Wegpunkte, Radius Turns, Runway Übereinstimmung, geografische Informationen).

Im „Dynamics“ Modul erfolgt die Berechnung von Fehlern aus Daten, die während Flugversuchen aufgezeichnet werden: NSE, FTE und TSE. Dieses Modul nutzt die Eingaben von GNSS Solution, einer Referenztrajektorie (die mit dem „Carrier Phase“ Modul gewonnen werden kann, wenn es irgendwann verfügbar sein wird) und einer Trajektorie des geplanten Flugweges (z.B. aus dem „Procedure Visualization“ Modul).

Für die Multipathanalyse steht das MEDLL Modul zur Verfügung, dieses beinhaltet auch einen CMC Algorithmus. Für die Weiterentwicklung der verwendeten Filteralgorithmen wurden Inputs durch die TU Berlin geliefert (s. D7640 Borddatenauswertung, /52/).

Wesentliche Module für die Auswertungen im K-ATM/GBAS Projekt sind die PEGASUS GBAS Module.

External Data Converter“ (EDC): Dieses Modul gestattet die Konvertierung von Daten, die nicht Bestandteil des SIS sind, jedoch für GBAS Analysen benötigt werden (ATC Status, GS Maintenance und NANU/NOTAM Messages).

GBAS Status Analyser (GSA): Dieses Modul erstellt Verfügbarkeitsreports basierend auf der kombinierten Verfügbarkeit des Satellitensubsystems und der GBAS Bodenstation.

Generate GBAS Corrections“ (GGC): Dieses Modul simuliert die Berechnungen einer GBAS Bodenstation, generiert den Inhalt der Message Types wie er über den VDB übermittelt würde. Das Modul bietet auch die Möglichkeit Fehlerquellen, wie Multipath, hinzuzufügen

Process GBAS Messages (PGM): Dieses Modul gestattet eine Manipulation von GBAS Messages, indem Fehler wie rampenförmige Änderungen und der Verlust von Daten eingefügt werden können. Zusätzlich gestattet es das Modul die Konformität der Messages mit den Spezifikationen zu prüfen.

Compute Accuracy Prediction (CAP): Dieses Modul dient der Vorhersage der Genauigkeit und Integrität (PL) der zu untersuchenden Bodenstation.

Den letzten Auswerteschritt stellt in der Regel die Analyse der Ergebnisse dar. Auch hierfür stellt PEGASUS mehrere Möglichkeiten bereit.

Das „M-File Runner“ Modul führt eine Reihe von MATLAB Skripten aus mit denen die Daten und Ergebnisse visualisiert werden die in den anderen Modulen erzeugt werden.

„First Glance“ ist ein Tool das automatisch Berichte zur Performance von SBAS erstellt. Für die GBAS Auswertung existiert diese Möglichkeit noch nicht.

Mit dem „Filewatch“ Tool ist es möglich sich einen Überblick über auch sehr umfangreiche CSV-Dateien, bzw. ASCII Dateien, die Werte in Tabellenform enthalten, zu erhalten. Eine Visualisierung der Daten mit diesem Tool ist ebenfalls möglich.

Der PEGASUS Frame beinhaltet einen Dateimanager, mit dem grundlegende Operationen an Dateien durchgeführt werden können. Oft genutzt wird z.B. die Möglichkeit Rohdatendateien aneinanderzuhängen („Concatenate“). Der PEGASUS Frame steuert auch den Ablauf der Datenauswertung.

Ein nützliches Tool zur Zeitumrechnung zwischen den verschiedenen Zeitsystemen (GPS, gregorianisches Datum) ist das Tool „Tzolkien“.

Die PEGASUS-Tools liegen mittlerweile in Version 4.3 vor.

2.3.1.3 EIGENE TOOLS

.1 Kommandozeilentools

Innerhalb des satnav-networks betreibt die DFS zwei Empfänger, deren Daten vom MDES erfasst werden, jedoch nicht mit dem PEGASUS Convertor Modul konvertiert werden können. Daher wurden an der TU Berlin für diesen Zweck Kommandozeilentools erstellt.

Der Z-Sensor der Firma ASHTECH ist GPS Zweifrequenzempfänger. Der Empfänger zeichnet auf 12 Kanälen Daten für die GPS L1 und L2 Frequenzen auf.

Die Z-Sensor Daten werden vom Messdatenerfassungssystem (MDES) der DFS als ASCII Dateien aufgezeichnet. Dieses Format entspricht jedoch nicht dem des PEGASUS (zum PEGASUS Datenformat s. /23/). Daher war ein Tool erforderlich, das in der Lage ist, die Dateien der MDES Aufzeichnungen in das entsprechende PEGASUS Format zu konvertieren. Das MDES Aufzeichnungsformat ist in /3/, das PEGASUS Format in /23/ beschrieben.

Der Konvertierung der Z-Sensor Daten in das PEGASUS Dateiformat dient das Kommandozeilentool „zconv.exe“. Es handelt sich dabei um eine Konsolen-Anwendung, die in der Programmiersprache C++ geschrieben wurde.

Abbildung 2 zeigt die grundlegende Funktionsweise des Konverters. Der User ruft das Programm an der DOS-Eingabeauforderung auf. Beim Aufrufen des Konverters werden sowohl der Name der zu konvertierenden Quelldatei, als auch die Schaltsekunden (leapseconds) dem Programm als Kommandozeilenparameter übergeben. Das Ergebnis der Konvertierung sind drei Zieldateien mit den Dateiendungen

- _cnv.rng (Range Measurements File),
- _cnv.pos (Position File),
- _cnv.sat (Satellite Constellation File).

Hier ist zu beachten, dass die Dateistammnamen der Zieldateien aus dem Dateistammnamen der Quelldatei und einer Erweiterung um weitere Zeichen, nämlich _cnv, besteht. Bei den Zieldateien handelt es sich um ASCII-Dateien, die jetzt das PEGASUS-Format erfüllen und somit mit PEGASUS weiterverarbeitet werden können.

Der GG-Sensor der Firma ASHTECH ist kombinierter GPS / GLONASS Empfänger. Der Empfänger zeichnet Daten auf 12 Kanälen für L1-GPS und 12 Kanäle für L1-GLONASS auf und nutzt eine so genannte one Status Message für L1.

Auch die GG-Sensor Daten werden vom Messdatenerfassungssystem (MDES) der DFS als ASCII-Dateien in einem Nicht-PEGASUS-kompatiblen Format aufgezeichnet. Der Konvertierung der GG-Sensor Daten in das PEGASUS Dateiformat dient das Kommandozeilentool „ggconv.exe“. Es handelt sich dabei um eine Konsolen-Anwendung, die in der Programmiersprache C++ geschrieben wurde. Dabei ist zu beachten, dass keine Konvertierung der GLONASS Daten durchgeführt wird, da PEGASUS kein Processing von GLONASS Daten vorsieht. Sollte sich dieser Umstand ändern, ist das Konvertierungstool ggf. anzupassen.

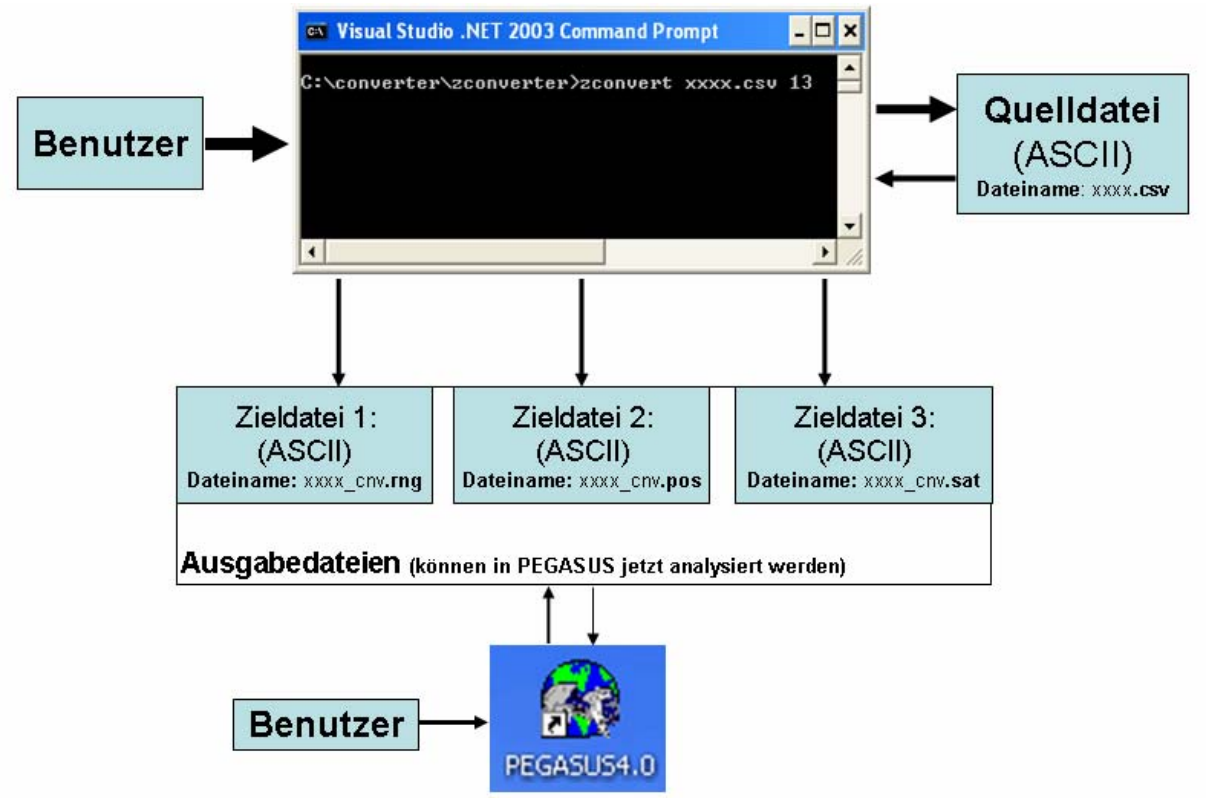


Abbildung 8: Schematische Darstellung der Funktionsweise von zconv und ggconv

.2 MATLAB Tools

.2.1 MMR Tools

Die hier enthaltenen Skripte und Funktionen dienen dazu, Werte, die vom PEGASUS Convertor-Modul nicht konvertiert werden, zu dekodieren.

Für die Wandlung der Binärdateien in ASCII Dateien wird auf die frei verfügbare Software „BusTools/ARINC demo“ von Condor Engineering, Inc. zurückgegriffen. Das MATLAB Skript „read_mmr.m“ dient zum einlesen und dekodieren der dann ASCII codierten ARINC Label in den MATLAB Workspace. Die eigentliche Umwandlung der ARINC Label in allgemein verständliche Werte geschieht in den Funktionen, die vom Hauptprogramm „read_mmr.m“ aufgerufen werden.

Um die dekodierten (zusätzlichen) Werte in eine Datei zu schreiben, wird das Skript „add_pos.m“ aufgerufen. Dieses öffnet die nach Konvertierung mit dem PEGASUS Convertor-Modul vorliegende _cnv.pos Datei, die die MMR Positionslösung enthält. Aus dieser Datei werden alle Werte in die neue Positionslösungsdatei, ergänzt um die zusätzlich dekodierten Werte, geschrieben. Diese neue Positionslösungsdatei hat die Dateiendung _cnv_add.pos). Die Werte liegen anschließend in einem PEGASUS ähnlichem Format vor und lassen sich z.B. mit Filewatch auswerten.

In der Positionslösungsdatei (_cnv.pos) und der erweiterten Positionslösungsdatei (_cnv_add.pos) wird der Receiverstatus im PEGASUS Format geschrieben. Da der MMR jedoch sehr detaillierte Statusangaben erzeugt, wurde das Skript „write_DGPS_STAT“ erstellt, um diese Angaben auswerten zu können. Das Skript erstellt eine Textdatei, die neben der Zeitinformation (RX_TOM) und dem Binärwert des DGPS_STAT auch eine Textinformation zu der Statusmeldung enthält.

In gleicher Weise lassen sich auch die anderen vom MMR erzeugten Statuswörter auswerten. Dazu dienen die Tools:

- ⇨ write_MMRMaintenanceWord
- ⇨ write_VDLMaintenanceWord
- ⇨ write_GNSSMaintenanceWordPrimary
- ⇨ write_GLSMaintenanceWord

Somit ist es möglich, sehr detaillierte Informationen zum Status des MMR zu erhalten. Eine Beschreibung der Statusinformationen ist in (MMR ICD, /42/) zu finden, Die Toolbeschreibung enthält (D7620, /50/).

.2.2 CMC Tools

Die im Ordner „CMC“ zusammengefassten MATLAB Skripte dienen der Code – Minus – Carrier Analyse (CMC Analyse) anhand von Daten eines Zweifrequenzempfängers. Die Code – Minus – Carrier Analyse liefert eine Messwertkombination, in der die Fehleranteile aufgrund von Mehrwegeausbreitung und des Empfängerrauschens enthalten sind. Um diese Messwertkombination, die CMC Residuen, zu bestimmen, müssen die Schrägentfernungsmessungen um die Laufzeitverzögerung durch die Ionosphäre bereinigt werden. Dazu wird diese Laufzeitverzögerung aus GPS Zweifrequenzdaten bestimmt und liegt anschließend ebenfalls als Ergebnis vor.

Um die für die CMC Analyse notwendigen Messgrößen in den MATLAB Workspace zu importieren, dienen die beiden Skripte „read_cnv_rng“ und _read_sol_rng“, wobei „read_cnv_rng“ zuerst auszuführen ist.

Die Berechnung der Laufzeitverzögerung in der Ionosphäre und der CMC-Residuen erfolgt mit dem Skript „do_cmc“. Da die aufgezeichneten Daten in der Regel Phasensprünge enthalten, die beseitigt werden müssen, wurde die Funktion „remove_jumps“ erstellt.

Zur grafischen Auswertung dienen die beiden Tools „RMS_mpres_el“, eine Funktion zum Berechnen der RMS Werte der CMC Residuen über dem Elevationswinkel und plot_mpres, eine Funktion, welche die Satellitenbahn vom Antennenstandpunkt gesehen, farblich kodiert mit dem Absolutwert der CMC Residuen, plottet.

Die Anwendung dieser Tools im Rahmen von Multipathuntersuchungen wird in D7630 Bodendatenauswertung (/51/), sowie in (/45/) gezeigt.

.2.3 KBT

Die im Ordner „KBT“ zusammengefassten MATLAB-Skripte dienen der Kontinuitätsbewertung anhand von Daten eines Multi Mode Receivers (MMR). Der MMR liefert über den Arinc-Bus Daten, die als Grundlage für die Berechnung der Alert Limits (AL) herangezogen werden. Durch den Vergleich mit den dekodierten Protection Level (PL), lassen sich die Zeiten und die Dauer der Überschreitungen bestimmen.

Abbildung 9 zeigt das Flussdiagramm des KBT.

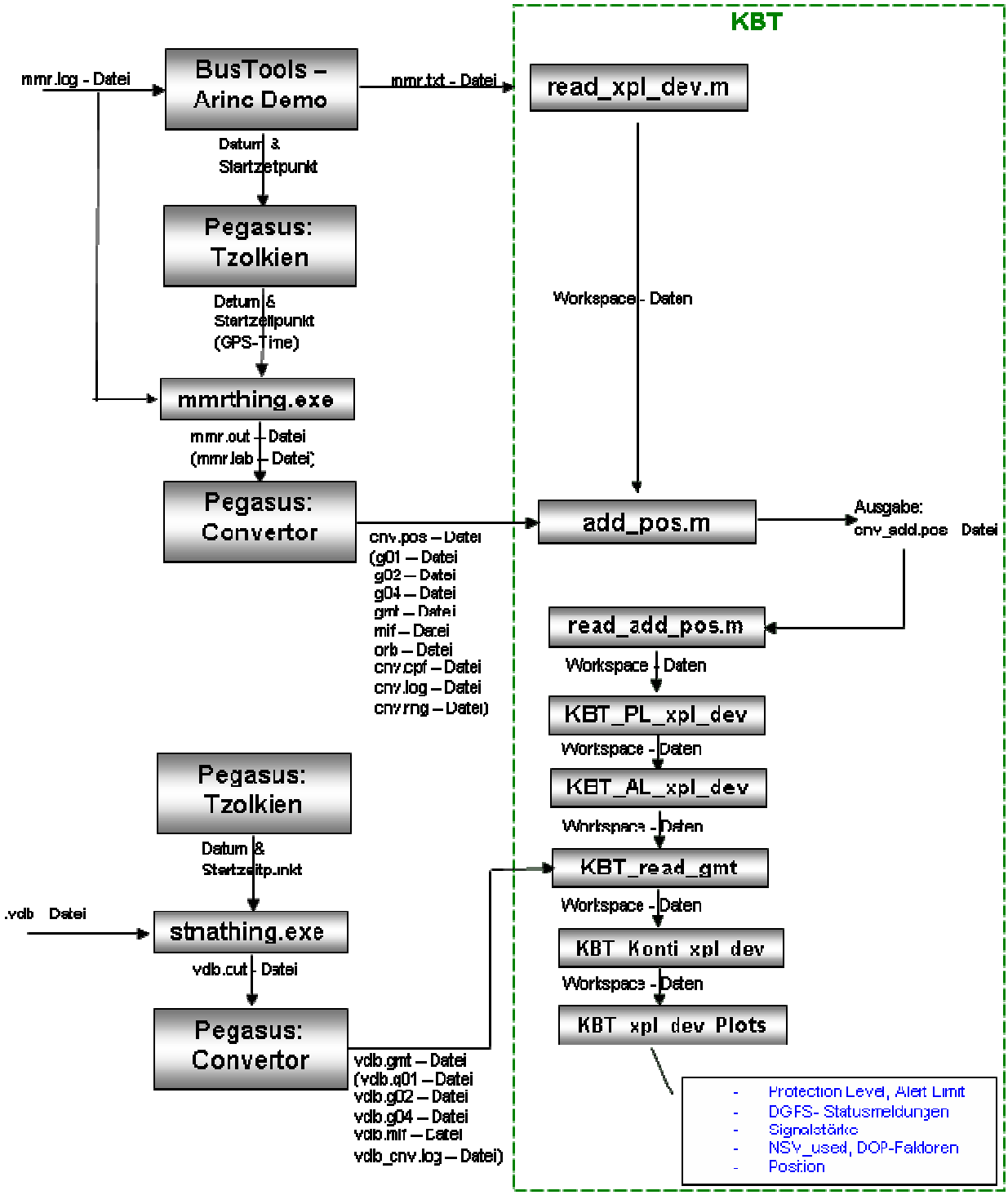


Abbildung 9: KBT- Flussdiagramm

Das Auslesen der Daten erfolgt über das Skript „read_xpl_dev.m“. Das Skript „add_pos.m“ dient in diesem Fall dem Hinzufügen von Positionslösungen und zum Speichern aller dekodierten Daten in einer Datei. Das M-File „read_add_pos.m“ liest die Daten aus der generierten add_pos-Datei aus. Das Skript „KBT_PL_xpl_dev.m“ generiert den zeitlichen Verlauf der PL. Das Skript „KBT_AL_xpl_dev.m“ generiert den zeitlichen Verlauf der AL. Mittels „read_gmt.m“ werden die Daten des im MMR-Rack integrierten VHF-Empfängers (Telerad VDB) dekodiert. Das Skript „KBT_Konti_xpl_dev.m“ berechnet die Zeiten der AL-Überschreitungen durch die PL und bezieht diese auf die Gesamtzeit. Mit „KBT_xpl_dev_Plots.m“ werden die Ergebnisse graphisch dargestellt und als .txt- Dateien ausgegeben.

.2.4 SIG_POW

Die im Ordner „SIG_POW“ zusammengefassten MATLAB Skripte dienen der Darstellung der Signalstärke entlang des Flugwegs und der Zeitpunkte bzw. Flugzeugpositionen, während der der Empfang des MT1 für länger als 3s (TTA) ausgefallen ist. Die Flugzeugpositionen werden zudem bezüglich eines vom Benutzer definierten Referenzpunktes berechnet und ebenfalls zusammen mit der entsprechenden Signalstärke und den möglichen MT1-Ausfällen grafisch dargestellt. Das Flussdiagram zur Signalstärkenauswertung zeigt Abbildung 10.

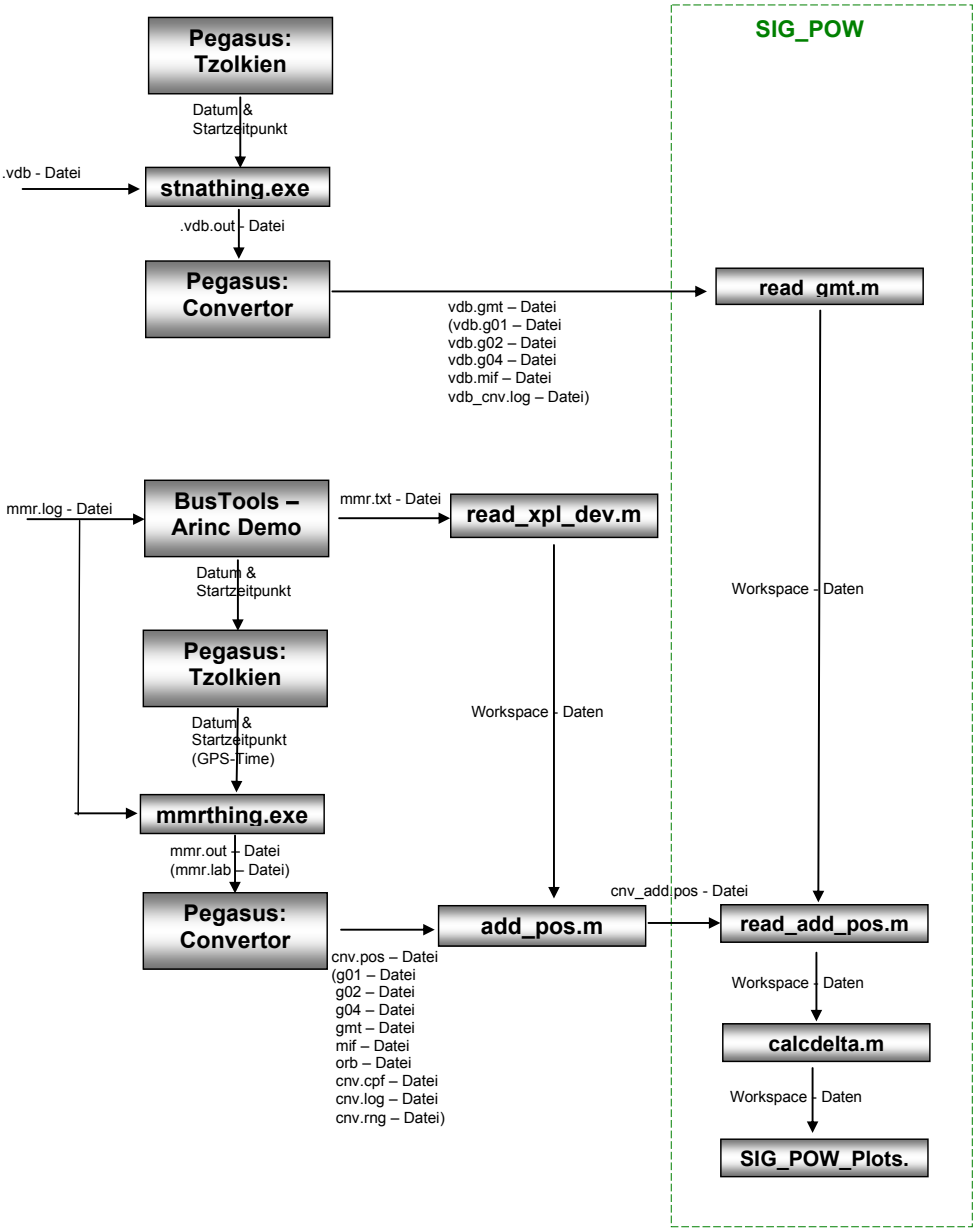


Abbildung 10: Flussdiagram zur Auswertung der Signalstärken

.2.5 Weitere Funktionen und Skripte

.2.5.1 ell2cart

Diese Funktion dient der Koordinatentransformation von Positionen, die in elliptischen Koordinaten (λ, φ) gegeben sind, in kartesische Koordinaten (Earth Centered Earth Fixed (ECEF) System, x_E, y_E, z_E).

.2.5.2 cart2ell

Diese Funktion dient der Koordinatentransformation von Positionen, in kartesische Koordinaten (Earth Centered Earth Fixed (ECEF) System, x_E, y_E, z_E) gegeben sind, in elliptische Koordinaten (λ, φ).

.2.5.3 calcdelta

Diese Funktion Berechnet die Entfernungsdifferenzen in Nord- (deltaN), Ost (deltaE) und vertikaler (deltaH) Richtung zweier in elliptischen Koordinaten gegebener Positionen.

.2.5.4 calcELAZ

Diese Funktion berechnet für Satellitenkoordinaten, die im ECEF System (Earth Centerd Earth Fixed – ECEF) gegeben sind die Elevations- und Azimutwinkel, die an einem in geografischen Koordinaten gegebenen Punkt zu beobachten wären.

.2.5.5 gd2jd

Diese Funktion transformiert ein gregorianisches Datum in ein Julianisches.

.2.5.6 jd2gps

Diese Funktion transformiert ein julianisches Datum in ein GPS Zeit, Angabe der Woche und Sekunde seit Beginn der Woche.

.2.5.7 distr

Die Funktion „distr“ berechnet Standardabweichung und Mittelwert der Verteilung von variable und plottet die Häufigkeitsdichte von variable und die Wahrscheinlichkeitsdichte einer Normalverteilung mit dem Mittelwert und der Standardabweichung von variable. In einem zweiten Diagramm werden die kumulative Verteilungsfunktion von variable und einer Normalverteilung mit dem Mittelwert und der Standardabweichung von variable geplottet.

.2.5.8 import_RSMU

Dieses Skript dient hauptsächlich zum Importieren von RSMU-Daten in den MATLAB Workspace. Es kann aber auch zum Importieren von anderen Daten verwendet werden, sofern diese als Komma sparierte Datei vorliegen.

.2.5.9 read_gmt

Das MATLAB Skript dient zum Auslesen der Signalstärke aus den, vom VHF-Empfänger ausgegebenen, vdb- Dateien. Deren Konvertierung in eine vdb.out- Datei erfolgt mit dem Kommandozeilentool „Stnathing.exe“. Die vdb.out- Datei ist in einem passenden Format für das Pegasus Convertor- Modul. Dieses gibt u.a. eine vdb.gmt- Datei aus, in welcher die Signalstärken enthalten sind.

.2.5.10 read_add_pos

Dieses Skript dient dem Auslesen der Daten einer add.pos- Datei. Neben den in der cnv.pos-Datei enthaltenen Daten, werden die zusätzlichen, mit „add_pos.m“ erzeugten Informationen ausgelesen.

2.4 DATENERFASSUNG

2.4.1 ÜBERSICHT

Durchgeführte Messreihen

Bereitstellung von MDES Aufzeichnungen für Toolentwicklung

Voruntersuchungen

Messkampagne EDDF2005:

- statische Messungen
- dynamische Messungen

Vorabuntersuchungen zur Messkampagne EDFE

Messkampagne EDFE2006

- dynamische Messungen
- zusätzlich statische Messungen EDDF

Siting Messungen EDDW

Verwendetes Equipment

2.4.2 VORUNTERSUCHUNGEN

Kernbestandteil der Datenaufzeichnungsmöglichkeiten für GNSS-Daten der DFS am Flughafen Frankfurt Main (EDDF) bildet das **M**ess**d**aten**e**rfassungs**s**ystem (MDES) des „satnav network“.

In dieses Netzwerk ist der Prototyp einer GBAS Station integriert, die Honeywell SLS-3000 DGPS; Beta LAAS, GBAS (s. Abbildung 1). Diese Station verwendet drei 12-Kanal GPS L1 Empfänger (Remote Satellite Measurement Unit (RSMU)), die jeweils von einer Multipath Limiting Antenna (MLA) gespeist werden. Zwei 19“ Racks enthalten die für die Berechnung der Differentialkorrekturen nötige Hardware, weiterhin ist in diesen Racks ein VHF Transmitter/Receiver vorhanden, sowie die Spannungsversorgung, lokale Statusanzeigen und ein Maintenance Data Terminal. Der VHF Data Broadcast wird von einer Antenne mit elliptischer Polarisation ausgestrahlt.

Zur Interferenz Überwachung steht innerhalb des Satnav Network das GNSS Interference Monitoring System (GIMOS) zur Verfügung. Hier kommt für die Interferenz Überwachung auf dem GPS L1 Band ein Rockwell Collins GPS 4000A zum Einsatz. Die Interferenzüberwachung auf dem GPS/GLONASS L1/L2 Band, sowie des VHF Bandes ist ebenfalls möglich. Die Auswertung der Messungen geschieht mittels eines sehr leistungsfähigen Software Realtime Analyzers (RTA). Die Aufzeichnung geschieht im ASCII Format, wenn eine Verletzung der Interferenzmaske beobachtet wird. Das Equipment ist auch mobil einsetzbar (s. /4/). Das Interferenzüberwachungssystem ist mittlerweile in einer zweiten Version (GIMOS II) verfügbar. Auch dieses System lässt sich mobil einsetzen.

Des Weiteren sind in das Netzwerk verschiedene GNSS-Empfänger eingebunden. Diese Empfänger sind aim MDES Rack untergebracht, welches sich im Gebäude 101 am Frankfurter Flughafen befindet (s. Abbildung 11). Die Satellitenantennen sind auf dem Dach montiert, die Positionen exakt vermessen und liegen für Auswertungen vor.

Abbildung 11: MDES Rack und GBAS Prototypenstation – Honeywell SLS-3000 (Quelle: DFS)

Mit dem SBAS Novatel Millenium WAAS Empfänger sind neben GPS L1 Messungen, SBAS Messungen möglich, da zusätzlich die geostationären SBAS/WAAS Satelliten empfangen werden.

Für GPS Zweifrequenzmessungen auf den L1 und L2 Trägerfrequenzen steht der Ashtec Z-Sensor zur Verfügung. Dieser ist ein 12-Kanal “all-in-view” Empfänger, der von bis zu 12 Satelliten gleichzeitig in Echtzeit C/A code, L1/L2 P-code (Z-tracking) und L1/L2 Trägerphasenmessungen mit bis zu 10Hz ausgeben kann. Zur Konvertierung von MDES Datenaufzeichnungen dieses Empfängers in das PEGASUS Datenformat wurde ein Kommandozeilentool erstellt (s. /50/).

Mit dem Ashtec GG-24 Sensor ist es möglich neben den GPS L1 Signalen auch GLONASS Satelliten zu empfangen. Der GG-24 Sensor kann auf 12 Kanälen GPS L1 Messungen vornehmen, weiter 12 Kanäle sind für den Empfang der GLONASS Satelliten vorgesehen. Damit handelt es sich bei dem GG Sensor auch um einen „all-in-view“ Empfänger. Auch für diesen Empfänger wurde ein Kommandozeilentool zur Konvertierung von MDES Aufzeichnungen in das PEGASUS Dateiformat erstellt.

Die so verfügbaren Daten werden kontinuierlich auf Magnetbändern gespeichert. Zusätzlich kann über LAN auf diese Daten von Workstations aus zugegriffen werden.

Für den Datenaustausch mit der DFS wurde am Fachgebiet Flugführung und Luftverkehr des Instituts für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin ein FTP-Server installiert. Der Zugang ist passwortgeschützt.

2.4.3 DATENAUFZEICHNUNG WÄHREND DER MESSKAMPAGNE AM FLUGHAFEN FRANKFURT / MAIN IM APRIL 2005

Ziel der Messkampagne am Flughafen Frankfurt / Main (EDDF) war es vor allem, erste Tests des Zusammenspiels von GBAS Bodenstation und Bordausrüstung (MMR) durchzuführen. Es sollte eine Überprüfung des Einhaltens der Standards durch die Bodenstation, sowie eine Bewertung der Genauigkeit der Bodenstation durchgeführt werden. Weiterhin galt es Daten für die Überprüfung der Auswertetools zu gewinnen. Die Analyse der Auswirkungen der Ergebnisse sollte auch hinsichtlich der Anforderungen für CAT II/III erfolgen.

Der Gesamtaufbau zur Datenaufzeichnung während der Messkampagne im April 2005 ist Abbildung 12 zu entnehmen.

Während der Messkampagne im April 2005 kam die in Abbildung 20 gezeigte Konfiguration zum Einsatz. Die Daten der dem Messdatenerfassungssystem (MDES) direkt zugeordneten GNSS Empfänger am Frankfurter Flughafen wurden direkt im MDES Rack aufgezeichnet. Diese drei Empfänger sind der Novatel Millenium WAAS – ein GNSS Empfänger, der SBAS Empfang ermöglicht, der Ashtec GG-Sensor – eine Kombination aus GLONASS und GPS Empfänger, sowie der Ashtec Z-Sensor – ein GPS Zweifrequenzempfänger. Letzterer konnte leider erst am Ende der Messkampagne genutzt werden, da er vorher defekt war und zur Reparatur beim Hersteller verweilte.

Die Aufzeichnungen des GBAS VHF Datenlink (VHF Data Broadcast – VDB), wie er von der GBAS Prototypenstation – Honeywell SLS-3000 – ausgestrahlt wird, werden durch das MDES durchgeführt.

Die Rohdaten der Remote Satellite Measurement Units (RSMU) werden ebenfalls vom MDES aufgezeichnet.

Ephemeridendaten stehen einerseits durch die Septentrio PolaRx2 Empfänger zur Verfügung, andererseits ist es auch möglich Ephemeridendaten vom Internationalen GPS Service (IGS) als Broadcast Ephemeriden zu verwenden ([ftp://igs.ensg.ign.fr/pub/igs/data]).

Parallel zu den drei RSMU's wurden drei Septentrio PolaRx2 Zweifrequenzempfänger betrieben. Diese Empfänger waren im Gehäuse der jeweiligen RSMU untergebracht und erhielten ihre Signale jeweils von eigenen Antennen, die nahe an den RSMU Antennen auf separaten Dreibeinen in einem Abstand von ca. 1m positioniert waren. Die Verwendung separater Antennen war nötig, da ein Signalsplit an den RSMU Antennen nicht möglich war.

Die Daten der PolaRx Empfänger wurden über die den Empfängern eigene Netzwerkschnittstelle an einen Hub geleitet und von dort zur Aufzeichnung mit dem MDES in das satnav network eingespeist. Die Konfiguration der PolaRx war mit dem SLS-3000 Kontrollrechner möglich.

Die Basis der Borddatenaufzeichnung im mobilen Einsatz bildete der Rockwell Collins MMR. Um zusätzlich den VDB mitzuloggen und um eine Erfassung der VHF Signalstärken zu ermöglichen, wurde der Telerad VDB verwendet. Den mobilen Zweifrequenzempfänger bildete der Novatel OEM 4. Abbildung 23 zeigt den Einbau der mobilen Empfänger in einen Transporter.

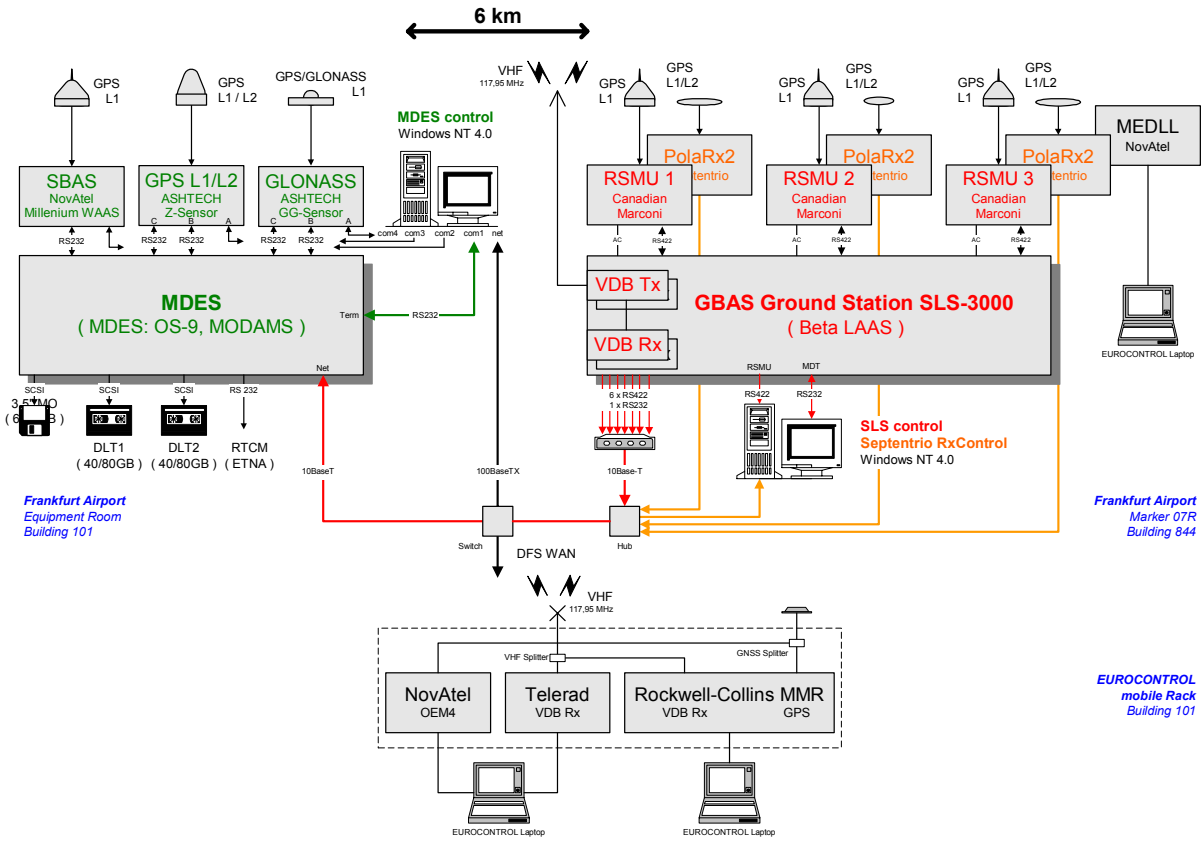


Abbildung 12: Übersicht (Quelle: DFS)

Abbildung 13: Positionierung der Antennen (Quelle: DFS)

Abbildung 14: Einbau der Septentrio Empfänger in das RSMU Gehäuse (Quelle: DFS)

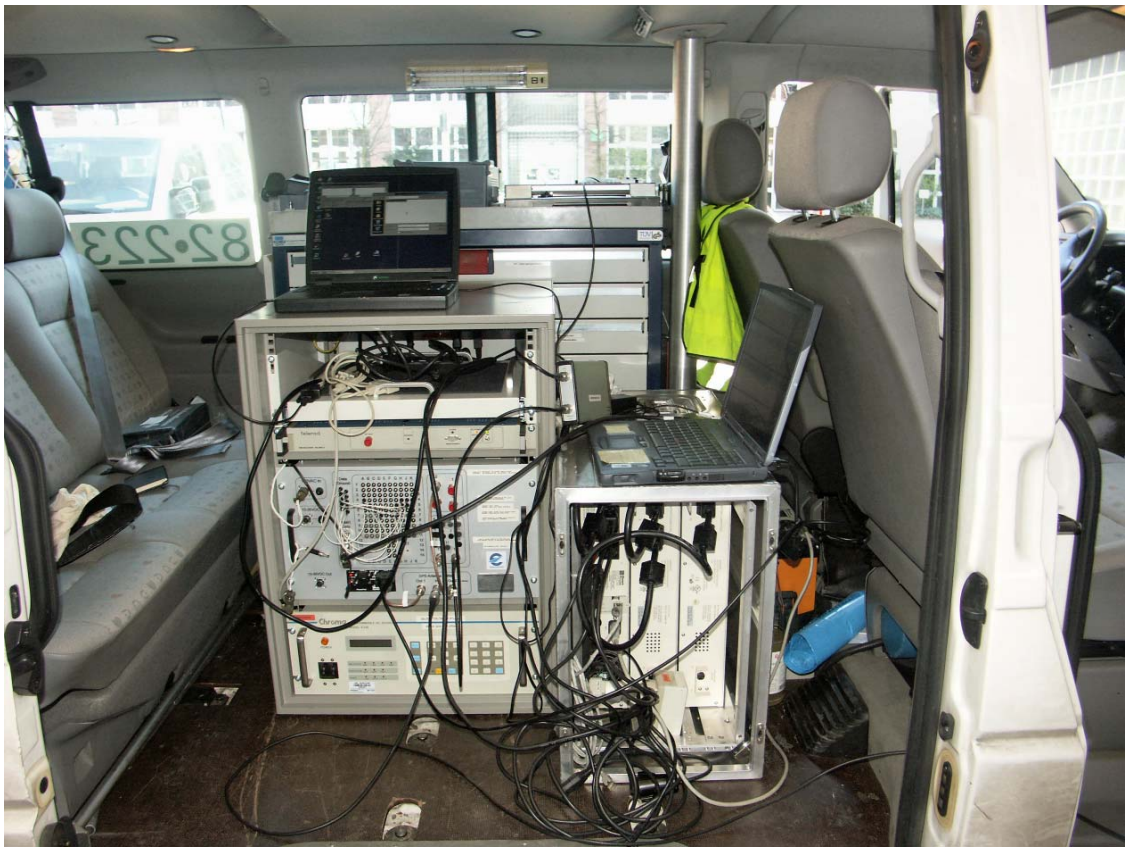


Abbildung 15: Einbau der Bordatenaufzeichnungsgeräte (Quelle: DFS)

Damit wurden im Rahmen der Datenaufzeichnung von folgenden Empfängern Daten aufgezeichnet:

- GBAS Prototypenstation SLS-3000:
  - RSMU 1 – 3: statisch
  - VDB: statisch
- 3 x PolaRx Empfänger an RSMU Antennen
- MDES:
  - Z-Sensor (teilweise): statisch
  - GG-Sensor: statisch
  - Novatel Millenium: statisch
- MMR Rack:
  - MMR: statisch & dynamisch
  - VDB: statisch & dynamisch
  - OEM4: statisch & dynamisch

Die während der Messkampagne aufgezeichnete Gesamtdatenmenge beträgt 25 GB.

Eine detaillierte Übersicht über die aufgezeichneten Daten ist in D7630 - Bodendatenauswertung zu finden.

2.4.4 DATENAUFZEICHNUNG WÄHREND DER MESSKAMPAGNE AM FLUGPLATZ EGELSBACH IM JANUAR 2006

Im Januar 2006 fanden Flugversuche am Flughafen Egelsbach unter Nutzung der am Flughafen Frankfurt / Main installierten GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 statt.

Diese Flugversuche wurden im Auftrag von EUROCONTROL in Kooperation mit der DFS durchgeführt. Die im Rahmen dieser Flugversuche gewonnenen Daten waren einer Datenauswertung durch die TU Berlin zugänglich.

Die DFS entwickelte innerhalb des Projekts „GIFTaS – GBAS Initial Flight Testing and SBAS Comparison“ GBAS Landeanflüge für den Flughafen Egelsbach (EDFE), der sich ca. 12km südöstlich des Frankfurter Flughafens (EDDF) befindet.

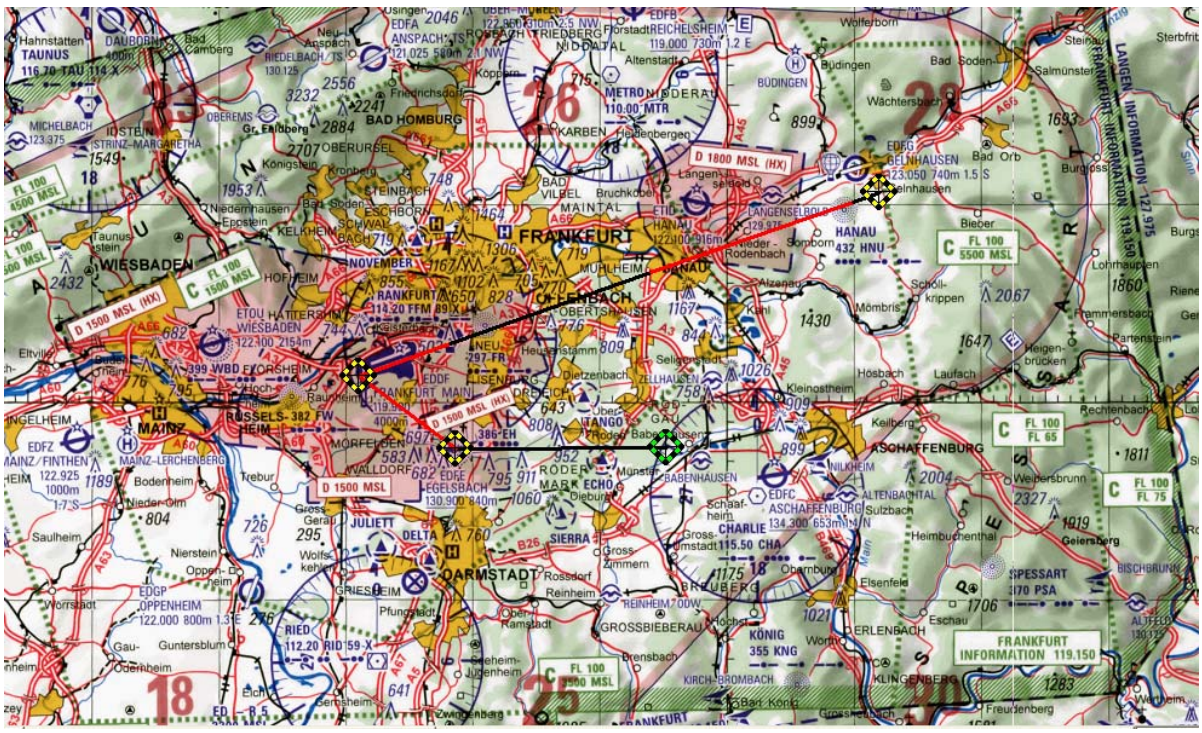


Abbildung 16: Luftfahrtkarte mit den Flughäfen Frankfurt a. M. und Egelsbach

Auf dem Frankfurter Flughafen war während der Testflüge die Bodenstation installiert (Honeywell SLS-3000). Hier befanden sich somit auch die Referenzempfänger der Bodenstation (RSMUs) und die VDB- Antenne zur Übermittelung der Message Types. Wie Abbildung 17 zeigt befanden sich die einzelnen Komponenten des GBAS westlich der Landebahn Rwy18 (siehe auch D7630 – Bodendatenauswertung, /51/). .

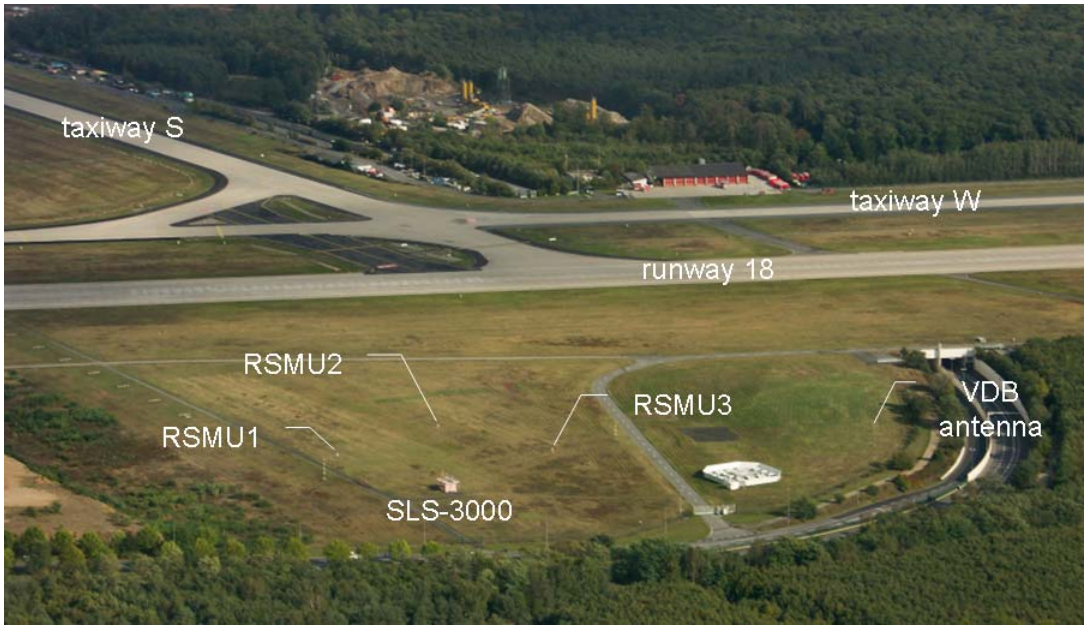


Abbildung 17: Systemkomponenten der GBAS- Bodenstation (EDDF)

Als Versuchsflugzeug diente das Forschungsflugzeug der Technischen Universität Braunschweig (Dornier DO128-6). Bei der DO128-6 handelt es sich um ein propellergetriebenes Short Take-Off and Landing (STOL) Flugzeug mit 15,5m Spannweite. Die Landeanfluggeschwindigkeit liegt bei 75 -150kts, es sind Anflugwinkel von bis zu 12° möglich.

Abbildung 18: Forschungsflugzeug der TU Braunschweig (Do128-6)

Der verwendete GBAS-MMR ist ein, für die Luftfahrt zugelassener, Empfänger zur Durchführung von Präzisionslandungen der Kategorie I (CAT-I) der Firma Rockwell-Collins (GLU-925). Die Signalausgänge des MMR sind mit dem Experimentalcockpit verbunden. Dieses befindet sich auf der Seite des Copiloten.

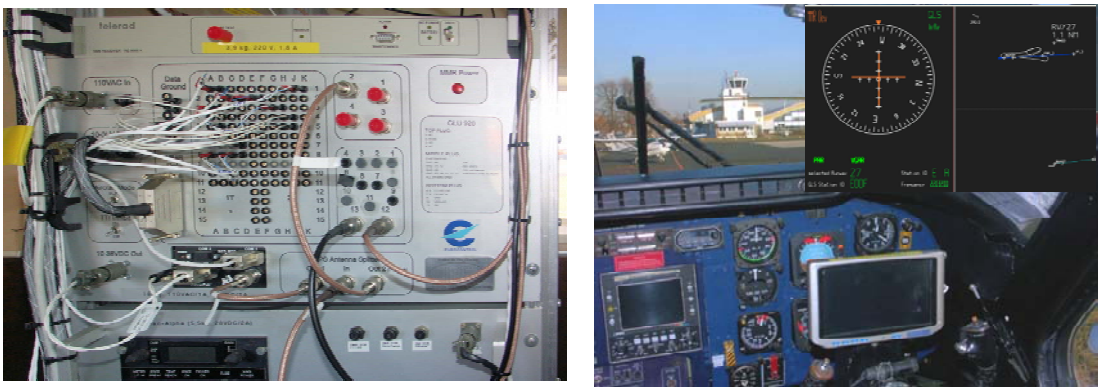


Abbildung 19: Rockwell-Collins MMR (links) und GBAS Experimentalcockpit (rechts)

Oberhalb des MMR ist ein VDB- Empfangsgerät (Hersteller: Telerad) zur Messung der Signalstärke während des Fluges installiert. Die VDB- Empfangsantenne ist auf dem Seitenleitwerk des Flugzeugs installiert. Dort befinden sich zudem noch die Empfangsantennen für das Localizer- bzw. Glideslope- Signal.

Im Vorfeld der Flugversuche wurden zudem Untersuchungen durchgeführt um die Feldstärke der VDB- Antenne zu simulieren. Ebenso wurde die horizontale Empfangscharakteristik des Versuchsflugzeugs vermessen. Die Ergebnisse der Bodenstation sind in Abbildung 20 grafisch zusammengefasst.

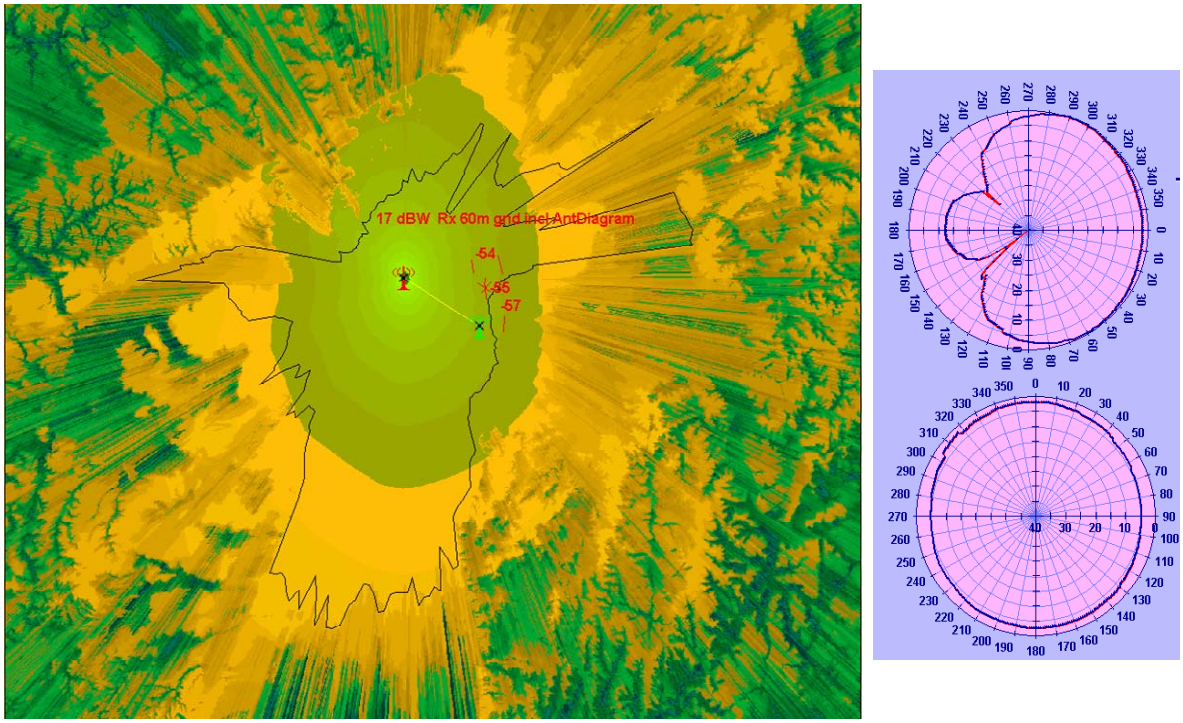


Abbildung 20: Simulation der Feldstärke der Bodenstation (Quelle: DFS)

In Abbildung 21 ist das Volumen dargestellt in welchem die minimale Feldstärke nachgewiesen werden muss. Die Abmessungen des so genannten Coverage Volume sind in /28/ festgehalten. Zusätzlich ist die PAR der Landebahnschwelle THR27 des Egelsbacher Flughafens mit eingezeichnet, von der ein Teil außerhalb des Coverage Volume liegt (der Gleitpfad liegt in einer Distanz zwischen 0m bis ca. 2500m zur THR27 außerhalb des Coverage Volume).

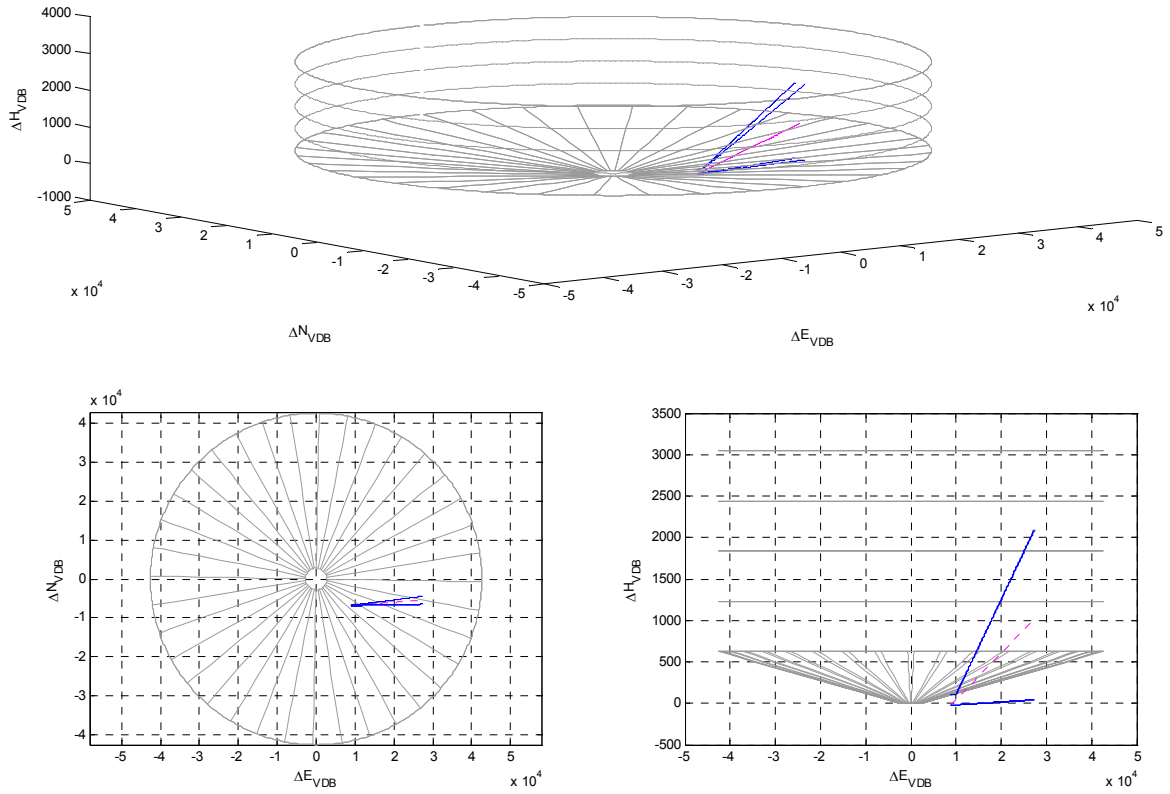


Abbildung 21: Coverage Volume und PAR der THR27 (EDFE)

Neben dem MMR wurden zwei weitere GPS- Empfänger, des Herstellers Novatel (OEM3/ OEM4) an Bord mit geführt. Bei beiden Geräten handelt es sich um geodätische Empfänger zur Aufnahme von Referenzdaten. Die GPS- Empfangsantennen befanden sich auf der Tragfläche des Flugzeugs.

2.4.5 GBAS SIMULATION IM FFS

Anflüge der Kategorien II/III sind generell automatisch durchgeführte Anflüge. Dabei übernimmt der Flugregler die Anflugführung bis zur Entscheidungshöhe. Die Ablagen vom Sollflugweg bilden dabei die Eingangsgrößen für den Regler und er versucht diese Ablagen zu minimieren. Existierende Autopilotsysteme verwenden als Navigationssystem während des Endanfluges das Instrumentenlandesystem – ILS. Jedes Navigationssystem weist Fehler in der Bestimmung der Ablagen vom Sollflugweg auf. Die spektrale Zusammensetzung des Navigationssystemfehlers (NSE) hat eine entscheidende Bedeutung im Hinblick auf die Stabilität des Regelkreises. Der Navigationssystemfehler bildet dabei eine Störgröße im Eingangssignal des Flugreglers.

Für die Verwendung des ILS als Navigationssystem ist das Verhalten des Gesamtsystems Navigationssystem – Autopilot – Flugzeug hinreichend bekannt, bzw. die Autopiloten im Einsatz befindlicher Flugzeuge sind auf diese Kombination abgestimmt.

Aufgrund des völlig anderen Funktionsprinzips des GBAS, ist mit einer veränderten spektralen Zusammensetzung des Navigationssystemfehlers und damit einem veränderten Regelverhalten und daraus resultierend einem veränderten Flugtechnischen Fehler, zu rechnen.

Die Art dieser Auswirkungen kann an einem Full Flight Simulator untersucht werden. Durch das Vorhandensein eines Hardware-Flugreglers lässt sich eine hohe Realitätsnähe erzielen.

Die spektrale Zusammensetzung des NSE lässt sich durch Fouriertransformation des gemessenen Positionsfehlers bestimmen. Dabei ist festzustellen, dass das

Amplitudenspektrum des NSE gleich dem der Pseudoranges ist. Somit können auch die gemessenen Pseudoranges des MMR, also nach der Trägerphasenglättung, zur Bestimmung des Amplitudenspektrums herangezogen werden /36/.

Da die Standards für CAT II/III fähige Ground Based Augmentation Systeme gegenwärtig diskutiert werden, kann es bei der spektralen Zusammensetzung des NSE Veränderungen gegenüber GBAS CAT I geben. Daher muss die spektrale Zusammensetzung des NSE in der Untersuchung am Simulator variiert werden. Dabei sollen gegenwärtig diskutierte mögliche Systemarchitekturen des GBAS CAT II/III, wie Veränderung der Filterkonstanten der Trägerphasenglättung der Pseudoranges gegenüber GBAS CAT I, Verwendung von Zweifrequenzempfängern, Veränderungen in der Modellierung der Fehleranteile, etc., berücksichtigt werden. Somit wurde in der Simulation eine Möglichkeit vorgesehen die Amplitude des NSE, sowie die Verzögerung mit der die Ablagen zur Anzeige gebracht und dem Flugregler zugeführt werden, zu verändern. Die Totzeit ergibt sich für das GBAS aufgrund der endlichen Geschwindigkeit, mit der die Berechnungen im MMR erfolgen und in einer verzögerten Ausgabe der Ablagen resultieren.

Der an der TU Berlin installierte A330/A340 Full Flight Flugsimulator ist weltweit der erste, der mit einer speziellen Forschungserweiterung (Scientific Research Facility) ausgestattet ist.

Planung und Betrieb des Simulators erfolgt durch das Zentrum für Flugsimulation Berlin GmbH (ZFB) in Kooperation mit dem Lufthansa Flight Training Berlin (mit Sitz am Flughafen Berlin-Schönefeld).

Der Simulator besitzt die höchste Zulassungsstufe (FFS-) und kann somit als Zero Flight Time Device für die Ausbildung und Umschulung von Cockpitbesatzungen benutzt werden.

Die Simulatorsysteme entsprechen in allen Details einer im Einsatz befindlichen Maschine. Regelmäßiger Datenvergleich zwischen Simulator und fliegendem Gegenstück garantieren realistische Eigenschaften.

Abbildung 22: A330/340 FFS – Außenansicht

Abbildung 23: A330/340 FFS – Cockpit

Abbildung 24 zeigt eine Übersicht über die Einbindung der GBAS Modifikation in den Regelkreis.

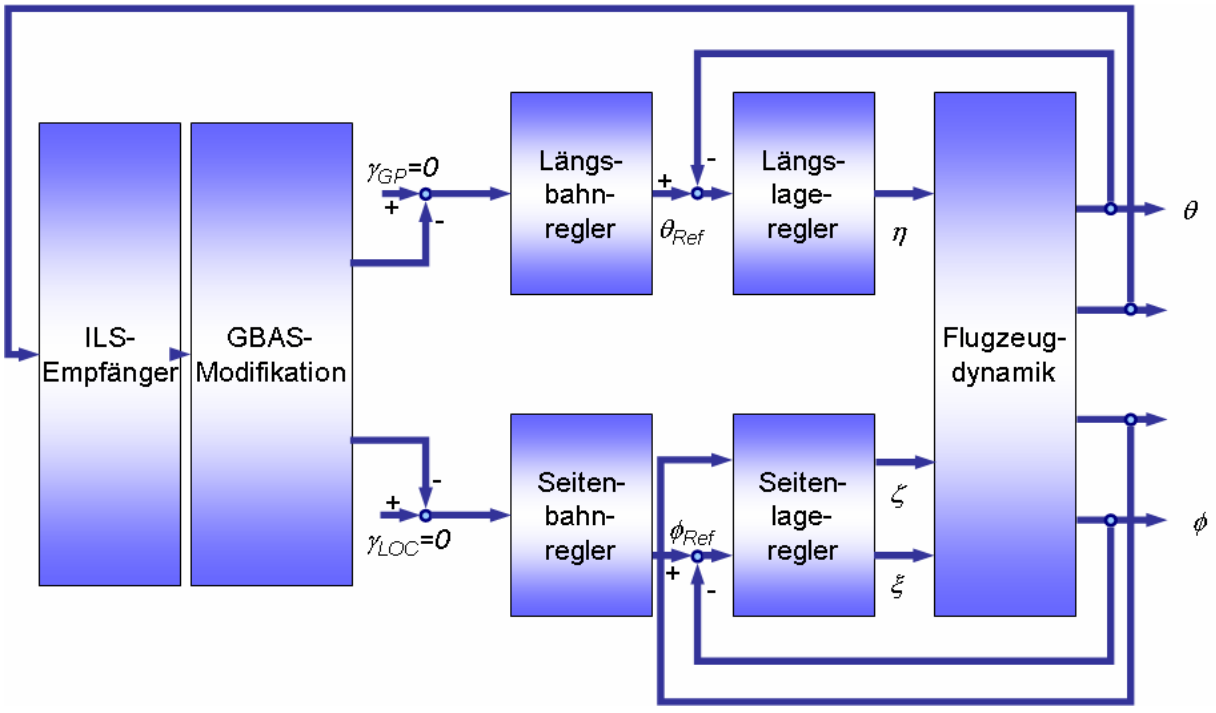


Abbildung 24: Regelkreisstruktur

Wesentliche Impulse für die Umsetzung der GBAS Modifikation konnten /36/ entnommen werden. Die grafische Übersicht über die GBAS Modifikation zeigt Abbildung 25.

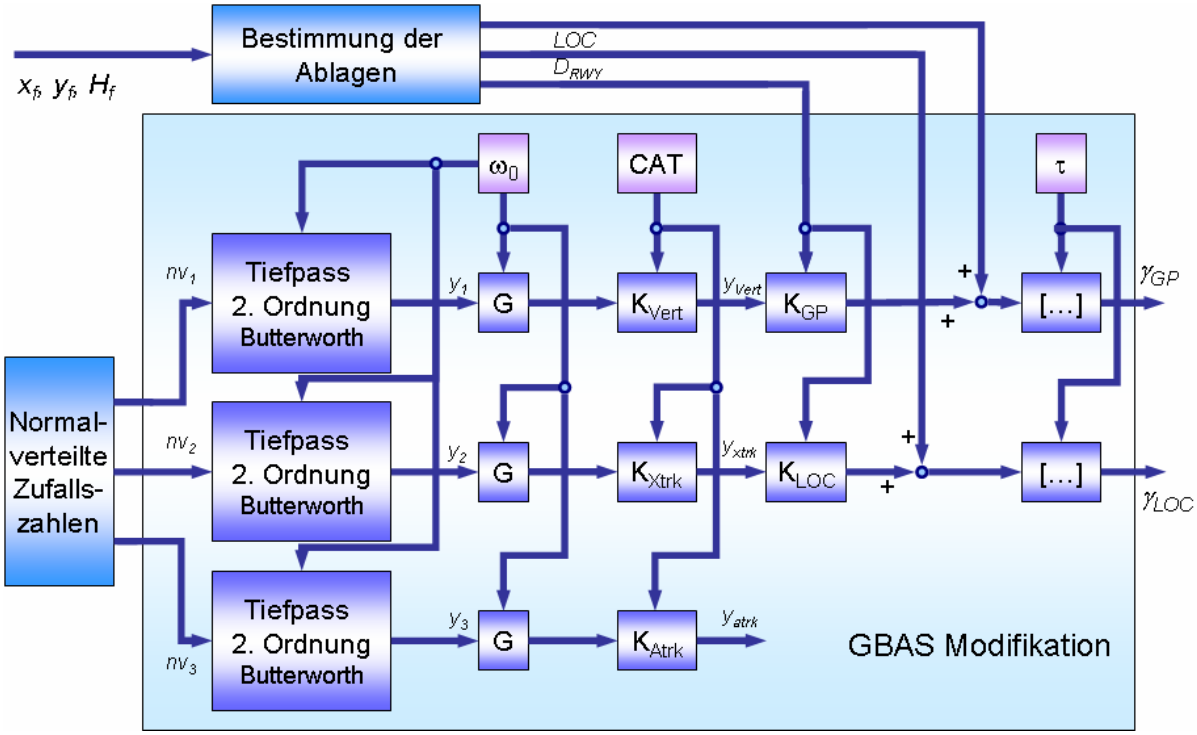


Abbildung 25: GBAS Modifikation

Grundlage der Simulation des GBAS NSE im A330/340 FFS bildet gefiltertes weißes Rauschen.

Der A330/340 Simulator stellt vier unabhängige, normalverteilte (Mittelwert gleich null und Varianz gleich eins) Zufallszahlen bereit, von denen drei für die Simulation des GBAS NSE in den einzelnen Richtungen (crosstrack, alongtrack und vertical) verwendet wurden. Damit ist der NSE in den einzelnen Richtungen nicht von den anderen Richtungen abhängig. Die Filterung des Rauschens wurde wie in /36/ mittels Butterworth Tiefpass zweiter Ordnung bewerkstelligt. Um in die A330/340 Simulation eingebunden zu werden, musste die Übertragungsfunktion dieses Tiefpasses mittels z-Transformation als diskrete Übertragungsfunktion dargestellt werden. Das diskrete Filter wurde in Direktform I implementiert.

Um mit diesem tiefpassgefilterten Rauschsignal den NSE zu simulieren, wird das Rauschsignal mit den Verstärkungsfaktoren K_{vert}, K_{xtrk} und K_{atrk} verstärkt. Die Größe dieser K-Faktoren verändert sich in Abhängigkeit von der Anflugkategorie und beträgt:

K_vert = K_xtrk = K_atrk = 1.736 CAT I und

K_vert = K_xtrk = K_atrk = 0.803 CAT III

Diese Werte gelten unter der Annahme, dass M = 2, VPL = VAL und stellen somit den Worst Case dar, der tatsächliche NSE im Betrieb des GBAS ist kleiner. Wenn der Protection Level gleich dem Alert Limit ist, ist die Integrität als nicht gewährleistet einzustufen und der Betrieb des GBAS auszusetzen.

Anschließend ist der so gewonnene NSE umzuskalieren. Die dem Flugregler zugeführten Ablagen sind winkelabhängige Größen, die in „Dots“ – der ILS CDI Anzeige entsprechend gemessen werden. Dazu muss der NSE in „Dots“ umgerechnet werden.

Dieser winkelbasierte NSE wird den tatsächlichen Ablagen – dem FTE – zugeschlagen und somit der TSE erzeugt. Die Totzeit wurde mittels eines Arrays realisiert, in das die um den NSE angereicherten Ablagen geschrieben werden und dessen Werte in jedem Zyklus ihre Position um eins erhöhen.

Der oben angegebene Algorithmus wurde in der Simulation in Form eine in ANSI-C geschriebenen Funktion eingebunden.

Alle Anflüge wurden auf Runway 25R des Flughafen Frankfurt / Main durchgeführt. Den Anflügen lagen die Anfluginformationen des ILS Anfluges EDDF CAT II RWY 25R zugrunde.

Die Anflugprozedur entsprach dem LTU Procedure. Allerdings variierten die Zeitpunkte zu denen die jeweiligen Stellungen der Landeklappen geändert und die entsprechenden Anfluggeschwindigkeiten erreicht wurden.

Die manuell durchgeführten Anflüge wurden mit vorhandener Außensicht durchgeführt.

Leider war die für die Umschaltung der Totzeit nötige Variable in der Bediensoftware der GBAS Modifikation nicht mit der Modifikation verbunden, so dass alle Anflüge mit der maximal möglichen Verzögerung der GBAS Modifikation von 400ms durchgeführt wurden.

Alle weiteren Einstellmöglichkeiten, also die Aktivierung und Deaktivierung der GBAS Modifikation, die Veränderung der Filtereckfrequenz und der Amplitude des NSE funktionierten dagegen problemlos. Da gegenwärtig eine Verringerung der Zeitkonstanten des Trägerphasenglättungsfilters von 100s auf 50s diskutiert wird – damit soll eine schnellere Aufnahme von Satelliten in die Navigationslösung erreicht werden – wurde eine Rehe von Anflügen mit einer Filtereckfrequenz von 0,02 rad/s durchgeführt. Das entspricht einer Zeitkonstante von 50s.

Während der Anflüge wurde auch die Turbulenz als externe Störgröße variiert. Während die Stärke der Turbulenz während der automatisch durchgeführten GBAS Anflüge mit 10% bzw. 25% moderat und im Bereich des üblichen lag, wurde während eines manuell durchgeführten GBAS Anfluges die Stärke schrittweise von zunächst 25% auf letztendlich das maximal Mögliche gesteigert.

2.5 DURCHGEFÜHRTE AUSWERTUNGEN

2.5.1 BODENDATEN

2.5.1.1 VORUNTERSUCHUNGEN

.1 Pseudoranges der SLS-3000 im September 2004

Für diese Auswertung standen Schrägentfernungsmessungen (Pseudoranges-PR), die vom MDES aufgezeichnet wurden mit Daten des September 2004 zur Verfügung. Diese wurden zwar mit einer Aufzeichnungsrate von 2 Hz vom MDES aufgezeichnet, wurden für diese Auswertung jedoch mit einer Aufzeichnungsrate von 0,00167 Hz verwendet. Das entspricht einem Sample pro 600s, bzw. 10 Minuten. Die Daten entstammen Bandaufzeichnungen.

Die Datensätze lagen im MDES Datenformat als ASCII Datei für jede RSMU (1-3) vor (*.csv) und wurden mit dem PEGASUS Convertor in das PEGASUS-Datenformat konvertiert (s. /50/). Im Ergebnis lagen die empfängereigenen Positionslösungen (*_cnv.pos) und die Schrägentfernungsmessungen (*_cnv.rng) vor. Für die Auswertung der Schrägentfernungsmessungen wurde das PEGASUS Tool Filewatch verwendet.Die Berechnung einer GPS Position anhand der aufgezeichneten Pseudoranges wurde mit dem PEGASUS GNSS Solution Modul durchgeführt.

Die Auflösung der aufgezeichneten Pseudoranges für den gesamten Zeitraum und für alle RSMU's war korrekt und beträgt 12,5 cm (vgl. /3/).Für den Zeitraum 21-22.09.2004 wurden Auflösungsprobleme festgestellt, die nicht durch die RSMU hervorgerufen, sondern bei Datenübertragung, Speicherung oder Konvertierung entstanden sein müssen. Eine detaillierte Darstellung dieser Auflösungsprobleme wird in D7630 Bodendatenauswertung (/51/) gegeben. Alle Datensätze weisen Sprünge aller Pseudoranges innerhalb eines identischen Zeitbereiches auf. Der Zeitraum, innerhalb dessen sich diese Sprünge

vollziehen, hat eine Dauer von 17 h 40 min. Die PR sind mit einem Offset versehen. Dieser PR-Offset kann in einen Time Offset umgerechnet werden. Der Zeitoffset ergibt sich als Quotient der PR und der Lichtgeschwindigkeit. Der Offset ist nicht konstant, sondern hat eine in Stufen fallende Tendenz. Vor dem Sprung ist der Time-Offset negativ, d.h. die PR's sind zu klein. Nach dem Sprung betragen die PR's das 20fache des tatsächlichen Wertes, was einer Offsetzeit von ca. 1,7s entspricht.

Der Vergleich der empfängerninternen Positionslösung mit der simulierten Positionslösung zeigte, dass die RSMUs intern korrekt arbeiten. Die ausgegebene Positionslösung liegt im richtigen Bereich, der Positionsfehler entspricht üblichen Werten (s. Abbildung 26).

Das Ergebnis der Positionsberechnung, die in Abbildung 27 dargestellt ist, wurde anhand aufgezeichneter PRs mit dem GNSS Solution Modul bestimmt. Im Ergebnis sind Spitzenwerte (als Absolutwerte) des berechneten Positionsfehlers von mehreren hundert Kilometern vorhanden. Auch in den Bereichen außerhalb der Spitzenwerte beträgt der vertikale Positionsfehler mehrere hundert Meter. Es ist ein Verhalten zu erkennen, dass vom üblichen stochastischen Verhalten des Positionsfehlers abweicht.

Somit muss festgestellt werden, dass die aufgezeichneten Pseudoranges der RSMUs für Analysen und Simulationen, wegen der vorstehend dokumentierten Fehler, nicht genutzt werden können. Die aufgezeigten Pseudorangefehler haben jedoch offensichtlich keinen Einfluss auf die Performance der Bodenstation, das interne Processing ist von diesen Fehlern nicht betroffen.

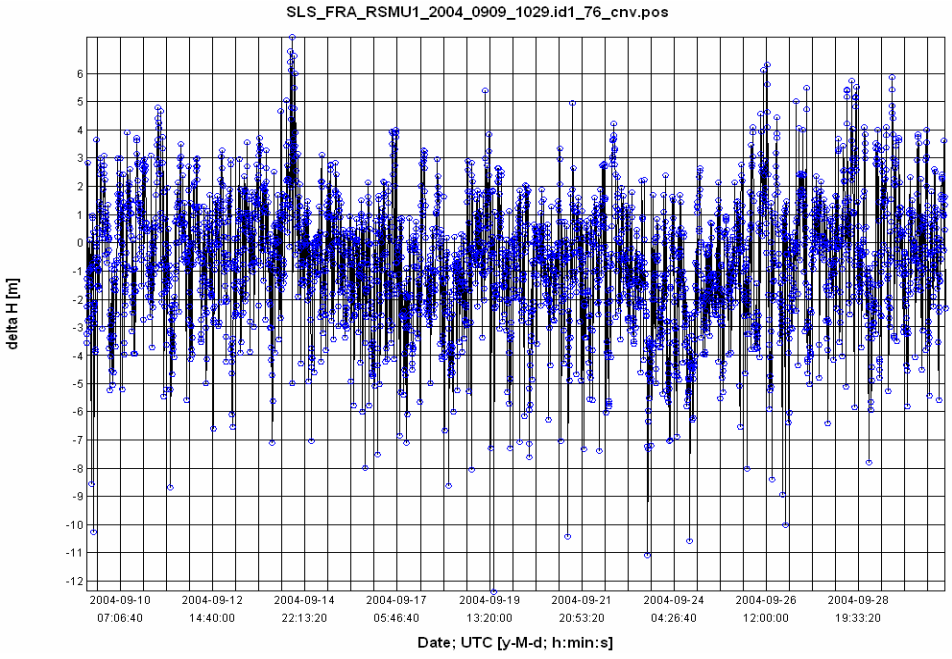


Abbildung 26: Vertikaler Positionsfehler der empfängerinternen Positionslösung für RSMU 2

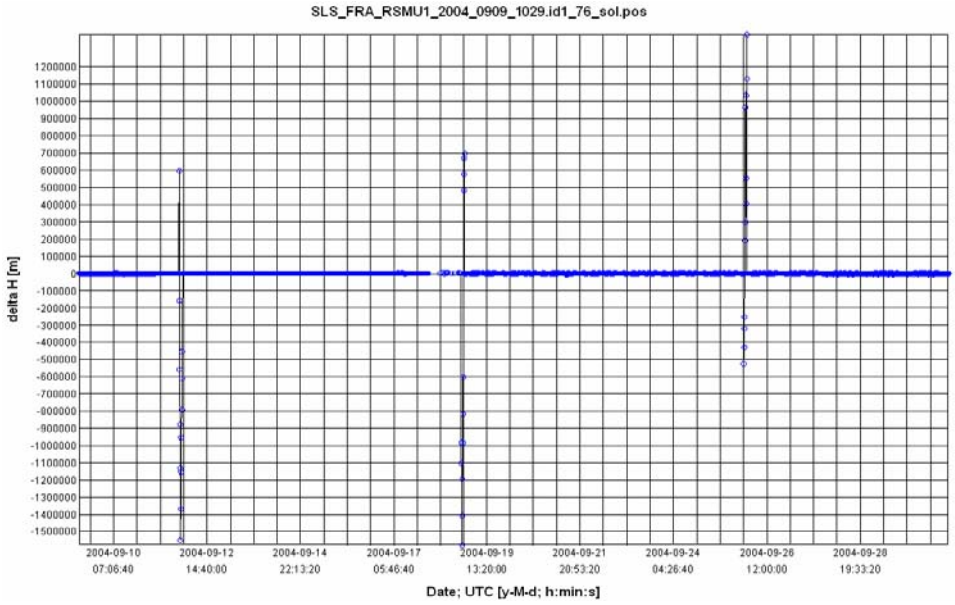


Abbildung 27: Anhand der aufgezeichneten PRs berechneter vertikaler Positionsfehler für RSMU 2

.2 PR Fehler der Festplattenaufzeichnung vom: 22.01.05 – 23.01.05

Neben den vorstehend dokumentierten Problemen in der Rohdatenerfassung der GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 wurden Probleme der Aufzeichnung von Rohdaten dieser Station festgestellt, die jedoch nur die Festplattenaufzeichnung durch das MDES betrafen.

Für diese Auswertung wurden Festplattenaufzeichnungen von jeweils sechs Stunden Länge aller drei RSMUs des Zeitraums vom 22.01.2005 bis 23.01.2005 ausgewertet.

Das Vorgehen bei der Auswertung entspricht dem vorhergehenden, die Daten werden mit dem PEGASUS Convertor Modul konvertiert. Für die Auswertung wird wieder das Tool Filewatch genutzt.

Es wurde festgestellt, dass die aufgezeichneten Pseudoranges (PR) wesentlich zu groß sind und in einem falschen Wertebereich liegen. Sie liegen im Bereich von 4x10E+08 m. Normal wären PRs im Bereich 2x10E+07 m (s. Abb. 13).

Die PRs weisen einen Offset auf, dieser Offset ist zeitlich nicht konstant, sondern fällt nahezu linear. Dieser Entfernungsoffset kann in einen Zeitoffset umgerechnet werden. Der Zeitoffset beträgt ca. 1,4 s.

Der fast linear fallende Offset bedeuted eine (fast) konstante Drift, ausgedrückt als Zeitdrift: ca. -6x10E-07 s/s. Diese Drift ist jedoch tatsächlich nicht konstant und damit fällt der Offset nicht linear. Die Drift weist überwiegend keine ungewöhnlichen Werte auf, es können jedoch Spitzen beobachtet werden, deren Ursache nicht bekannt ist.

Die Auflösung ist unzureichend, sie liegt im Bereich von 100m und müsste tatsächlich 0,125 m betragen.

2.5.1.2 MESSKAMPAGNE IN EDDF 04/05

.1 Einbrüche in der Übermittlung von Korrekturen der SLS-3000 GBAS Prototypenstation

An der in Frankfurt / Main installierten GBAS Prototypenstation SLS-3000 wird alle 2h ein Einbruch in den getrackten Satelliten und damit in der Anzahl der übermittelten Korrekturen

beobachtet. Somit kann dieser Effekt 12-mal pro Tag beobachtet werden. Diese Einbrüche treten ca. 20s nach dem MZC Überlauf auf.

Für die Auswertung wurde eine Aufzeichnung der GBAS Message Type 1 (MT1) Inhalte, also der VDB Nachricht, die die Korrekturinformationen des GBAS enthält, herangezogen.

Eine Überprüfung der RSMU Rohdaten, also der Schrägentfernungsmessungen, ergab keine Auffälligkeit. Die Einbrüche sind also auf die Datenverarbeitung innerhalb der SLS-3000 zurückzuführen.

Abbildung 28 zeigt die Anzahl an Messungen, die ja der Anzahl an Korrekturen entspricht, über der Zeit für einen gesamten Tag (06.04.2005). Sehr gut zu erkennen ist, dass es sich tatsächlich um zwölf Ereignisse in gleichmäßigem Abstand handelt, zu denen die Anzahl an Korrekturen auf zwei absinkt.

Bei genauer Betrachtung eines Einzelereignis' (ohne Abbildung) ist gut zu erkennen, dass zunächst für einen Zeitraum von 3,5 s gar keine Korrekturen mehr ausgestrahlt werden, anschließend erhöht sich die Anzahl an Messungen schrittweise, bis wieder die ursprüngliche Anzahl an Korrekturen ausgesandt wird. Diese Phase dauert 7 s. Das gesamte Ereignis dauert 10,5 s.

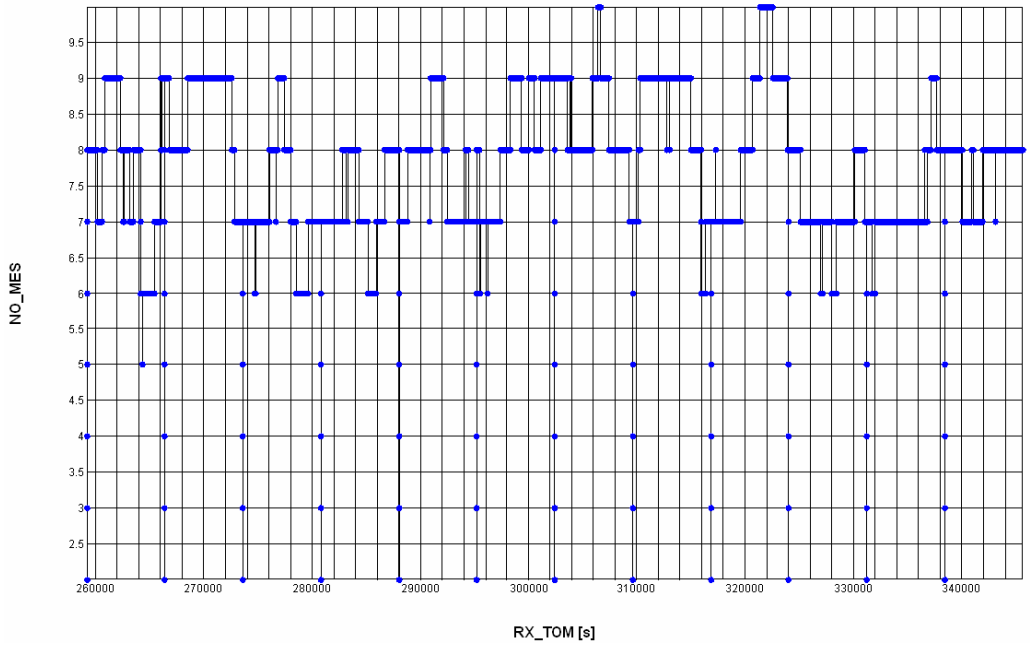


Abbildung 28: Einbrüche in der Anzahl der Korrekturen

.2 Vergleich der Genauigkeitsbewertungsverfahren – B-Value Analyse und CMC Analyse

.2.1 Einleitung

Die Ergebnisse der in diesem Abschnitt angegebenen Untersuchungen wurden der europäischen GBAS Fachgruppe während des LATO-Meetings im Juni 2006 vorgestellt und auch beim Annual Meeting 2007 des Institute of Navigation präsentiert (s. /45/). Hier soll lediglich eine kurze Übersicht über diese Arbeiten gegeben werden, die detaillierte Beschreibung enthält D7630 – Bodendateauswertung (/51/).

Im Rahmen der Zulassung einer GBAS Bodenstation ist eine Genauigkeitsbewertung dieser Station durchzuführen. Für die Durchführung der Genauigkeitsbewertung sehen die EUROCAE Minimum Operational Performance Specification (MOPS) für Ground Based

Augmentation System (GBAS) Bodenstationen ED-114, /6/ zwei Methoden vor. Das ist zum einen die B-Value Analyse, zu anderen die CMC Analyse. Dabei ist die in /6/ bevorzugte Methode die B-Value Analyse.

Die CMC Analyse eignet sich nicht nur für die Genauigkeitsbewertung, sie erlaubt es auch, Rückschlüsse auf die Multipathumgebung zu ziehen. Dabei werden die CMC Werte, die zum größten Teil den Fehleranteil infolge Mehrwegeausbreitung (Multipath) enthalten, so dargestellt, dass sich eine anschauliche Darstellung der Richtungen aus denen sich die größten Mehrwegeausbreitungsfehler ergeben, ergibt.

Für die Genauigkeit der GBAS Bodenstation sind vor allem zwischen Bord und Bodensubsystem unkorrelierte Fehler bei der Bestimmung der Schrägentfernungen zu den Satelliten maßgeblich.

Fehler bei der Bestimmung der Schrägentfernungen des GPS ergeben sich durch Mehrwegeausbreitung (Multipath), atmosphärische Einflüsse, das Eigenrauschen des Empfängers und hochfrequente Störungen. Für die Positionsbestimmung mit GPS ergeben sich auch Einflüsse aufgrund von Satellitenuhrenfehlern und Ephemeridatenfehlern. Die beiden letztgenannten Einflüsse werden im Betrieb mit Differentialstation nahezu vollständig eliminiert. Auch atmosphärische Einflüsse spielen bei der Positionsbestimmung unter Verwendung des GBAS eine untergeordnete Rolle, wenn sich die Empfänger des Boden- und Bordsubsystems nicht zu weit (< 20 NM) entfernt befinden.

Die Mehrwegeausbreitung, also der Empfang reflektierter Signale, führt zu längeren Laufzeiten der reflektierten Signale. Da die Messung der Schrägentfernungen auf der Messung der Laufzeit basiert, wirken sich diese Fehler direkt auf die Genauigkeit der Schrägentfernungsmessung aus und nach Transformation der Schrägentfernungen in die Positionsebene, auch auf die Genauigkeit der Positionsbestimmung.

Messfehler aufgrund von Mehrwegeausbreitung können an den Antennen der Bodenstation ebenso auftreten, wie an der Flugzeugantenne. Da die Multipath-Fehler in Boden- und Bordsubsystem unkorreliert sind, können sie durch die Differentialstation nicht verringert werden. Das Gegenteil ist der Fall: die Fehler, die durch Mehrwegeausbreitung an der Bodenstation und an der Flugzeugantenne hervorgerufen werden, addieren sich, so dass im Gegensatz zur reinen GPS Messung mit größeren Multipath-Fehlern zu rechnen ist. Daher kommt der Standortwahl der Satellitenantennen der Bodenstation und der Anbringung der Satellitenantennen am Flugzeug eine besondere Bedeutung zu.

.2.2 Verfahren

Gemäß ICAO SARPS /33/, bzw. EUROCAE ED-114 /6/ wird die Genauigkeit einer GBAS Bodenstation durch den Ground Accuracy Designator (GAD) und die Anzahl installierter Referenzempfänger beschrieben. Der GAD soll anhand des quadratischen Mittelwertes des Anteils der Bodenstation am Fehler der Schrägentfernungskorrekturen (Pseudo Range Correction - PRC) für GPS Satelliten, RMS_{PR_GND} bewertet werden. Die Gleichungen zur Bestimmung des RMS_{PR_GND} können ICAO SARPS /33/, bzw. EUROCAE ED-114 /6/ entnommen werden, auch in D7630 Bodendatenauswertung (/51/) ist die Berechnung dargelegt. Es ist jedoch zu beachten, dass in der im Projekt verwendeten Version des ED-114 (/6/) die dort auf Seite 37 angegebene Ungleichung für RMS_{PR_GND} fehlerhaft ist.

Für die Genauigkeitsbewertung muss nun der RMS_{PR_GND} bestimmt werden und gegen die entsprechende GAD Kurve (Genauigkeitsforderung) verglichen werden.

Beide in ED-114 (/6/) angegebenen Verfahren gestatten es, Aussagen über die Stärke der zwischen Bord- und Bodensubsystem unkorrelierten Fehler zu treffen. Ziel ist es also den Fehler der PR Korrekturen zu bewerten. Die B-Values (Bias-Values) stellen den Anteil eines einzelnen Referenzempfängers am Mittelwert der Schrägentfernungskorrektur aller Referenzempfänger für einen Satelliten dar. Sie sind ein Integritätsparameter und werden von der Bodenstation zusammen mit den Differentialkorrekturen im MT1 ausgestrahlt, was

für die Durchführung des Verfahrens einen Vorteil darstellt, da die ausgestrahlten B-Values direkt für die Analyse verwendet werden können.

Die Varianz der B-Values ist ein Vielfaches der Varianz des unkorrelierten Schrägentfernungsmessfehlers eines einzelnen Empfängers unter der Annahme, dass der Mittelwert der B-Values Null ist.

Für die Durchführung der Analyse müssen die MT1 (B-Values und Zeitinformation) und Ephemeriden (oder Zeitinformation und Satellitenbahnen) eines siderischen Tages aufgezeichnet werden. Falls Ephemerideninformationen vorliegen sollten, sind daraus die Satellitenbahnen zu berechnen.

Um statistisch unabhängige Werte zu erhalten, wird von den B-Values ein Sample / 200 s verwendet. Diese B-Values werden in die oben genannten Elevationsklassen eingeteilt. Diese Einteilung soll für jeden Referenzempfänger getrennt erfolgen.

Es werden Mittelwert und Varianz der B-Values berechnet. Um eine Konfidenz von α = 95% zu haben, dass die berechnete Varianz kleiner als die wahre Varianz ist, wird die berechnete Varianz mit einem Varianzskalierungsfaktor multipliziert.

Das zweite in /6/ benannte Verfahren zur Genauigkeitsbewertung von GBAS Bodenstationen ist die CMC Analyse. Bei diesem Verfahren wird der Schrägentfernungsmessfehler direkt berücksichtigt. Die Bestimmung der Anteile am PR-Messfehler infolge von Mehrwegeausbreitung und Empfängerrauschen ist z.B. in /40/ beschrieben.

Wird die Differenz aus **C**ode **M**inus **C**arrier (Phasen-) Messung (CMC) gebildet, hebt sich ein Großteil der Pseudorangemessfehler auf. Im resultierenden Wert sind Phasenmessfehler, Rauschen der Phasenmessung und Phasenmehrwegeausbreitungsfehler vernachlässigbar. Ist der Beobachtungszeitraum nicht zu kurz, lässt sich der Phasenmehrdeutigkeitsterm durch Mittelwertbildung entfernen. Der Codemessfehler kann durch Mittelwertbildung über alle Kanäle minimiert werden.

Die Laufzeitverzögerungen durch die Ionosphäre lassen sich anhand von Zweifrequenzpseudorangemessungen bestimmen. Von Nachteil an diesem Vorgehen ist die starke Zunahme des Empfängerrauschanteils in der ionosphärenfreien Linearkombination. Dieser Einfluss lässt sich durch Tiefpassfilterung minimieren. Für zeitdiskrete Messwerte bietet sich die Glättung mittels gleitenden Mittels an.

Ein weiteres Problem, das im Zusammenhang mit der CMC Analyse auftritt, sind Sprünge aufgrund von Cycle slips, bzw. Reinitialisierung der Phasenmessung[2]. Üblicherweise wird die Phasenmehrdeutigkeit der Trägerphasenmessung durch Mittelwertbildung über die CMC Werte bestimmt. Sprünge innerhalb des Intervalls der CMC Werte führen zu fehlerhaften Mittelwerten und damit fehlerhaften Werten zur Eliminierung der Phasenmehrdeutigkeit. Daher muss die Sprungfreiheit dieses Intervalls gesichert sein. Dies kann gewährleistet werden, indem Sprünge detektiert werden und nachfolgend die Mittelwerte der CMC Werte jeweils vor und nach dem Sprung gebildet werden.

Eine weitere Möglichkeit, die CMC Analyse durchzuführen, ist in /34/ angegeben. Dabei wird die Differenz – Code minus Phase – jeweils für ein Teilstück der gesamten Aufzeichnung gebildet. Gleichungen 6, 7 und 8 behalten ihre Gültigkeit. In der resultierenden Linearkombination sind Phasenmessfehler, das Rauschen der Phasenmessung und Phasenmehrwegeausbreitungsfehler vernachlässigbar.

[2] Üblicherweise ist die Phasenmessung der GPS Empfänger eine relative Phase gemessen ab Start der Messung. Die Phasenmehrdeutigkeit wird also nicht bestimmt. Nach Unterbrechung der Messung wird beginnt die Phasenmessung dann wieder bei Null. Da die Codemessung an diesen Stellen üblicherweise dort weiterzählt, wo aufgehört wurde, ergeben sich bei Bildung der Differenz Code minus Phase Sprünge.

Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung verändern sich zeitlich wesentlich schneller als der Fehler infolge ionosphärischer Refraktion. Ist das Teilstück nicht zu lang, kann zusätzlich eine lineare Veränderung der Laufzeitverzögerung infolge ionosphärischer Refraktion angenommen werden. Damit kann der ionosphärische Anteil für dieses Teilstück mittels linearer Regression bestimmt werden.

Um die Phasenmehrdeutigkeiten durch Mittelwertbildung entfernt zu können, darf das Teilstück andererseits nicht zu kurz sein, da ansonsten die Gefahr besteht, dass mit den Phasenmehrdeutigkeiten der Mehrwegeausbreitungsfehler ausgemittelt wird.

Dabei hat sich eine Teilstücklänge von 20 min als günstig herausgestellt.

Die CMC Werte werden wie bei der B-Value Analyse in Elevationsklassen eingeteilt. Für die maximale Klassenbreite in Abhängigkeit vom Elevationswinkel gelten die gleichen Werte, wie für die B-Value Analyse (s. Tabelle 2)

Anschließend wird die Standardabweichung der CMC Werte der jeweiligen Elevationsklasse bestimmt und mit der GAD-Grenzkurve verglichen.

Der CMC Wert setzt sich im Wesentlichen aus den Fehleranteilen infolge des Empfängerrauschens und infolge Mehrwegeausbreitung zusammen. Um den Mehrwegeausbreitungsfehler separat angeben zu können, wäre es möglich den Rauschanteil des Empfängers durch eine „Zero Baseline“ Messung zu bestimmen. In einem „Zero-Baseline-Test“ werden zwei baugleiche GPS Empfänger mit einer gemeinsamen Antenne betrieben. Durch Bildung von Doppeldifferenzen erhält man eine zeitlich konstante Messwertkombination, in der die Variation der Entfernung zum GPS Satelliten, die Uhrenfehler und die atmosphärischen Laufzeiteffekte eliminiert sind. Hieraus lässt sich unmittelbar das Rauschen der Code bzw. Trägerphasenmessungen ermitteln [/1/].

Stehen keine zwei baugleichen Empfänger zur Verfügung, lässt sich dennoch angeben, ob es sich bei einem Fehleranteil um Multipath handelt. Dabei wird sich die Tatsache zunutze gemacht, dass sich der Mehrwegeausbreitungsfehler jeden siderischen Tag wiederholt. Der Mehrwegeausbreitungsfehler wird durch reflektierte Signale hervorgerufen, die zeitlich verzögert an der Empfängerantenne eintreffen. Da sich die Satellitenkonstellation etwa alle 24h minus 4min wiederholt, lääst sich damit Sicherheit darüber erzielen, ob es sich um Multipath handelt, indem Daten über mehrere Tage hinweg aufgezeichnet und anschließend verglichen werden.

.2.3 Durchführung

Für die B-Value Analyse wurden die Aufzeichnungen des GBAS VHF Datenlink (VHF Data Broadcast – VDB), wie er von der GBAS Prototypenstation – Honeywell SLS-3000 – im Message Type 1 (MT1) ausgestrahlt wird, verwendet. Diese VDB Daten werden vom Meßdatenerfassungssystem (MDES) aufgezeichnet.

Ephemeridendaten stehen einerseits durch die Septentrion PolaRx2 Empfänger zur Verfügung, andererseits ist es auch möglich Ephemeridendaten vom Internationalen GPS Service (IGS) als Broadcast Ephemeriden zu verwenden ([ftp://igs.ensg.ign.fr/pub/igs/data]).

Für die CMC-Analyse wurden Daten von drei Septentrio PolaRx2 Zweifrequenzempfängern verwendet. Diese Empfänger waren im Gehäuse der jeweiligen RSMU untergebracht und erhielten ihre Signale jeweils von eigenen Antennen, die nahe an den RSMU Antennen auf separaten Dreibeinen in einem Abstand von ca. 1m positioniert waren.

Die Daten der PolaRx Empfänger wurden über die den Empfängern eigene Netzwerkschnittstelle an einen Hub geleitet und von dort zur Aufzeichnung mit dem MDES in das satnav network eingespeist. Die Konfiguration der PolaRx war mit SLS-3000 Kontrollrechner möglich. Die Konfiguration der einzelnen PolaRx Empfänger ist in einem separaten Dokument ([PolaRx Konfig]) festgehalten.

Die Aufzeichnung der VDB Daten (GBAS MT1, MT2 und MT4) erfolgte in ASCII Dateien zu je 24 h Länge.

Die Septentrio PolaRx2 Empfänger waren so konfiguriert, dass sie Dateien von je 6h Länge erzeugten. Die Aufzeichnung erfolgte im emfängereigenen Binärformat. Jeder der an den RSMU's befindlichen PolaRx Empfänger zeichnete die Schrägentfernungsmessungen zu den GPS Satelliten auf den beiden Trägerfrequenzen L1 und L2, sowie die Ephemeriden- und Almanachdaten auf. Der an RSMU 1 befindliche PolaRx2 Empfänger zeichnete zusätzlich die Schrägentfernungsmessungen, Ephemeriden- und Almanachinformationen von SBAS Satelliten, sowie die SBAS Message Types auf. Weiterhin wurde von diesem Empfänger die empfängereigene Positionslösung aufgezeichnet. Der Aufzeichnungszeitraum der einzelnen Dateien betrug jeweils 6h.

Um die mit den beiden Genauigkeitsbewertungsverfahren – B-Value Analyse und CMC-Analyse – erzielten Ergebnisse besser vergleichen zu können, wurden identische Zeiträume der von den verschiedenen Quellen gewonnenen Daten ausgewertet. Die Auswertung erfolgte jeweils für einen Tag.

.2.4 Auswertung

.2.4.1 B-Value Analyse

Die B-Value Analyse wurde im Wesentlichen mit dem PEGASUS V4.0.0 CAP Modul durchgeführt. Seit Februar 2006 steht die verbesserte PEGASUS Version V 4.11 zur Verfügung, die im März 2006 durch Version 4.12 abgelöst wurde. Mit diesen Versionen ergaben sich auch Veränderungen im CAP Modul, so dass die hier gezeigten Ergebnisse die mit diesem Modul erzeugten sind. Für die B-Value Analyse wurden die vom MDES aufgezeichneten VDB Daten der GBAS Prototypenstation genutzt. Diese liegen bereits im PEGASUS Datenformat vor. Für die Ephemeridendaten wurden vom IGS herausgegebene Broadcast Ephemeriden verwendet. Die Ephemeridendaten werden benötigt um die Elevations- und Azimutwinkel der Satelliten zu bestimmen. Die Bedienung des PEGASUS CAP Moduls kann /12/ entnommen werden, das Datenformat wird in /11/ erklärt, die Beschreibung der verwendeten Algorithmen findet sich in /13/.

Das Ergebnis der B-Value Analyse mit dem CAP Modul wird in einer *.gus Datei festgehalten. Diese wird für die Erstellung der Diagramme in MATLAB eingelesen und dort weiterverarbeitet (s. Abbildung 29).

Die mit PEGASUS V 4.11 ausgelieferte CAP Version (V 1.0.6) liefert lediglich die SIGMA_GND Werte für die einzelnen PRN's, also nicht als zusammengefassten Wert. Erst ab der mit PEAGSUS V 4.12 ausgelieferten CAP Version wird auch der zusammengefasste Wert für den Referenzempfänger ausgegeben. Daher wurden für die B-Value Analyse die mit einem MATLAB Processing gewonnenen Ergebnisse verwendet. Dieses Processing wurde umgesetzt, da es teilweise Unklarheiten beim Processing mit CAP gab und um den Algorithmus in CAP vergleichen zu können.

Auch im MATLAB Processing sind als Eingangsinformationen die Elevations- und Azimutwinkel der Satelliten, sowie die in MT1 enthaltenen B-Values nötig. Da aufgrund vorheriger Untersuchungen die GPS Positionen der an den RSMU's befindlichen PolaRx Empfänger mit dem PEGASUS GNSS Solution Modul berechnet wurden, lagen für die betreffenden Zeitpunkte die Elevations- und Azimutwinkel dieser Empfänger vor. Bei einer Klassenbreite von einem Grad ist der Elevationswinkelfehler aufgrund der leicht verschiedenen Antennenposition verschwindend gering.

Für die B-Value Analyse mit MATLAB wurde das Skript `bva` erstellt. Abbildung 30 zeigt das MATLAB Processing. `bva` ruft zum Einlesen der Elevationswinkel das Skript `read_sol_rng` auf und zum Einlesen des Inhalts der MT1 Informationen das Skript `read_g01`. Anschließend ist der in /6/ angegebene Algorithmus umgesetzt. Die Erstellung der Diagramme bewerkstelligt dieses Skript ebenfalls.

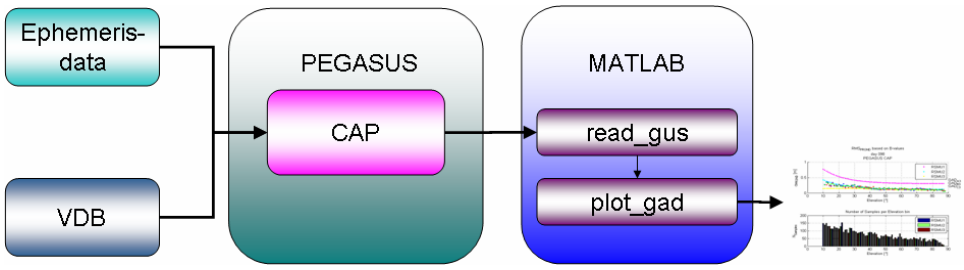


Abbildung 29: Vorgehen bei der GAD Analyse mit PEGASUS CAP

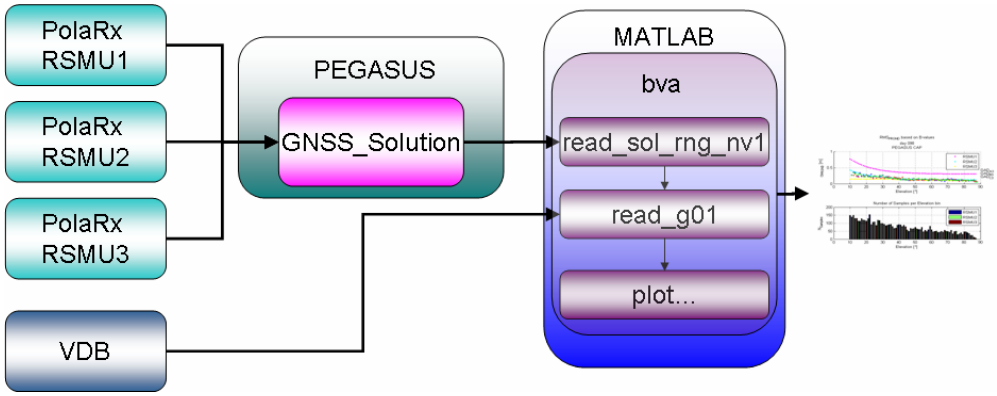


Abbildung 30: Vorgehen bei der GAD Analyse mit MATLAB

.2.4.2 CMC-Analyse

.2.4.2.1 CMC mit iono L1/L2 direkt

Bei diesem Vorgehen wird der Fehleranteil infolge ionosphärischer Refraktion anhand von Zweifrequenzdaten mittels ionosphärenfreier Linearkombination bestimmt. Die dabei bestimmte Laufzeitverzögerung durch die Ionosphäre wird ungeglättet zur Korrektur der Schrägentfernungen verwendet. Anschließend werden die CMC-Werte gebildet und Sprünge in den CMC Werten entfernt. Eine grafische Abbildung des Vorgehens bei der Auswertung mit diesem Verfahren ist in Abbildung 31 gezeigt.

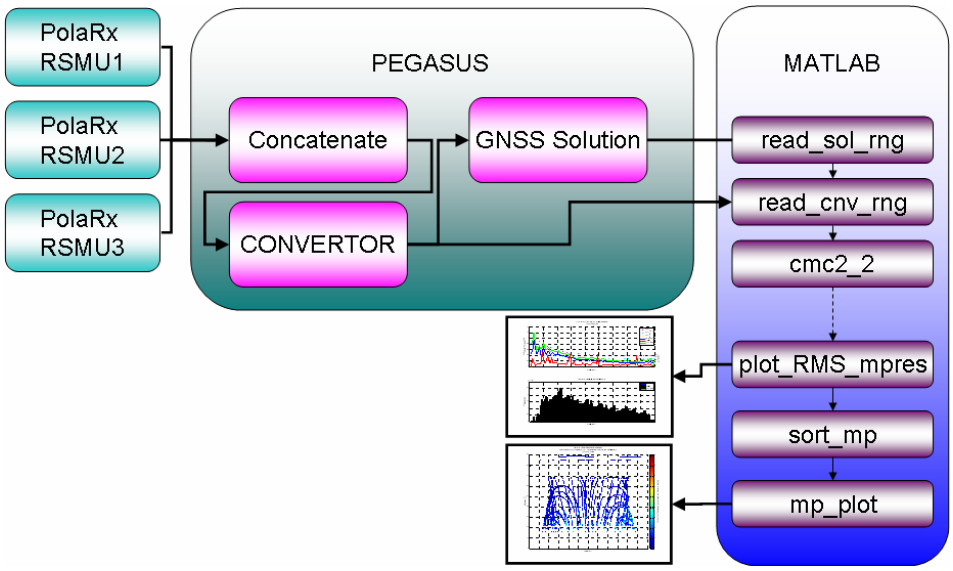


Abbildung 31: Vorgehen bei der Auswertung CMC mit Iono L1/L2 direkt

Auf die genaue Beschreibung des Vorgehens soll an dieser Stelle verzichtet werden, die exakte Darstellung des Vorgehens kann D7630 – Bodendatenauswertung (/51/) entnommen werden. Das gilt auch für die weiteren dargestellten Verarbeitungsoptionen.

Durch die Verwendung der ungeglätteten Laufzeitverzögerung durch ionosphärische Refraktion erhöht sich der Rauschanteil in den Schrägentfernungsmessungen und damit im CMC Wert. Zur Illustration dieses Sachverhalts sollen die Abbildungen 32 und 33 dienen. Abbildung 32 zeigt den zeitlichen Verlauf des ungeglätteten Fehlers infolge ionosphärischer Refraktion. Abbildung 33 zeigt den zeitlichen Verlauf der daraus resultierenden CMC Werte.

Daher wurden die Ergebnisse dieses Verfahrens nicht für die Genauigkeitsbewertung herangezogen.

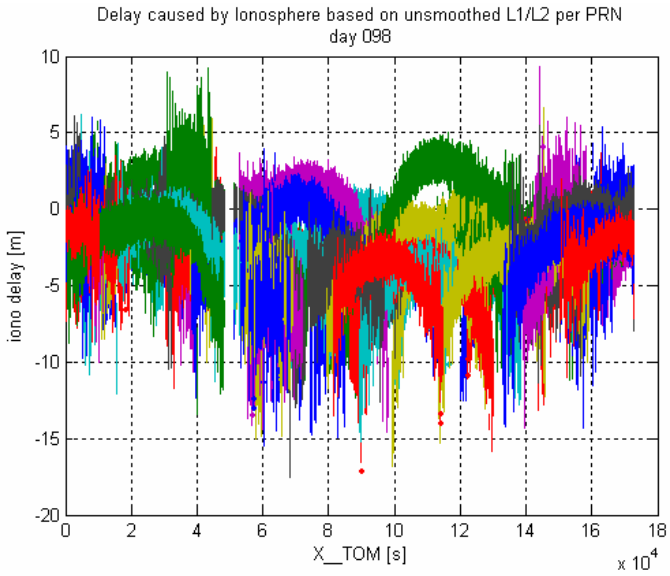


Abbildung 32: Laufzeitfehler durch ionosphärische Refraktion, ungeglättet

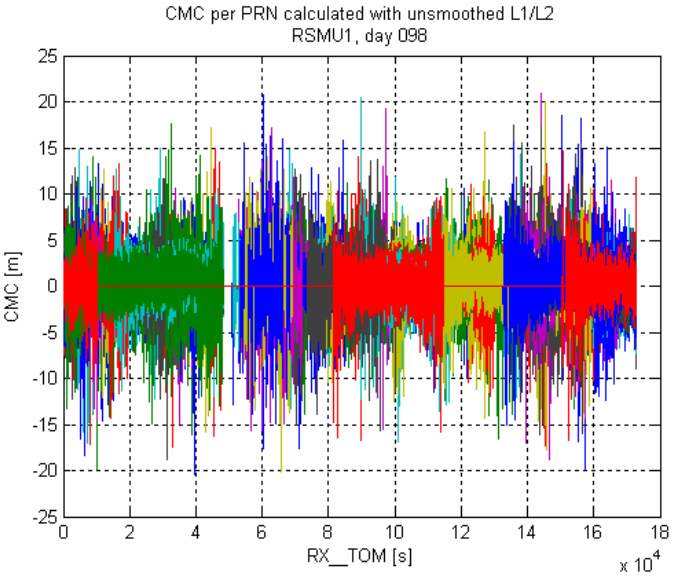


Abbildung 33: CMC Werte bestimmt mit ungeglätteter ionosphärischer Verzögerung

.2.4.2.2 CMC mit iono L1/L2 gleitendes Mittel

Aufgrund der stark verrauschten Ergebnisse des im oben dargestellten Verfahrens wurden die Werte für den Laufzeitfehler infolge ionosphärischer Refraktion durch Bildung des gleitenden Mittels geglättet. Eine Glätttung mit dem gleitenden Mittel entspricht einer Tiefpassfilterung. Da zunächst N+M-1-Werte summiert werden müssen ergibt sich eine Verzögerung, das heißt, das geglättete Ergebnis ist zeitlich zu späteren Zeitpunkten verschoben.

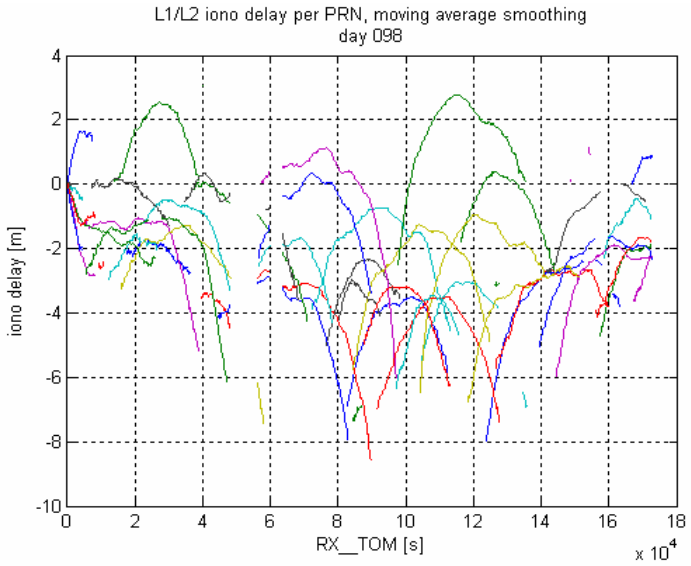


Abbildung 34: Laufzeitfehler durch ionosphärische Refraktion, geglättet

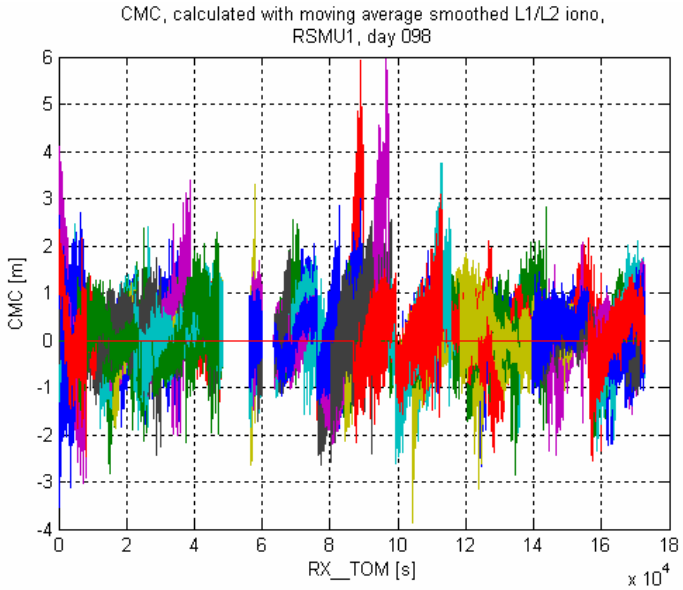


Abbildung 35: CMC Werte bestimmt mit geglätteter ionosphärischer Verzögerung

Im Vergleich zu den in Abbildung 33 dargestellten ungeglätteten CMC Werten fällt auf, dass die CMC Werte in Abbildung 35 zwar wesentlich kleiner sind, gleichzeitig ist jedoch zu sehen, dass sie nicht mehr um die Nulllinie schwanken, sondern teils linear ansteigen, bzw. dass die CMC Werte einen niedrigfrequenten Anteil beinhalten (teils linear, teils nichtlinear). Dieser Anteil wird durch die zeitliche Verschiebung des ionosphärischen Fehleranteils hervorgerufen.

Ein zweites Problem, dass sich bei der Tiefpassfilterung ergibt, ist das Ansteigen des minimalen Elevationswinkels, wie in Abbildung 38 gezeigt.

Aufgrund der genannten Probleme wurde auch für dieses Verfahren die Richtigkeit der CMC Werte in Frage gestellt. Daher werden die Varianzen der CMC Werte und die mit diesem Verfahren bestimmten Multipathrichtungen nicht angegeben.

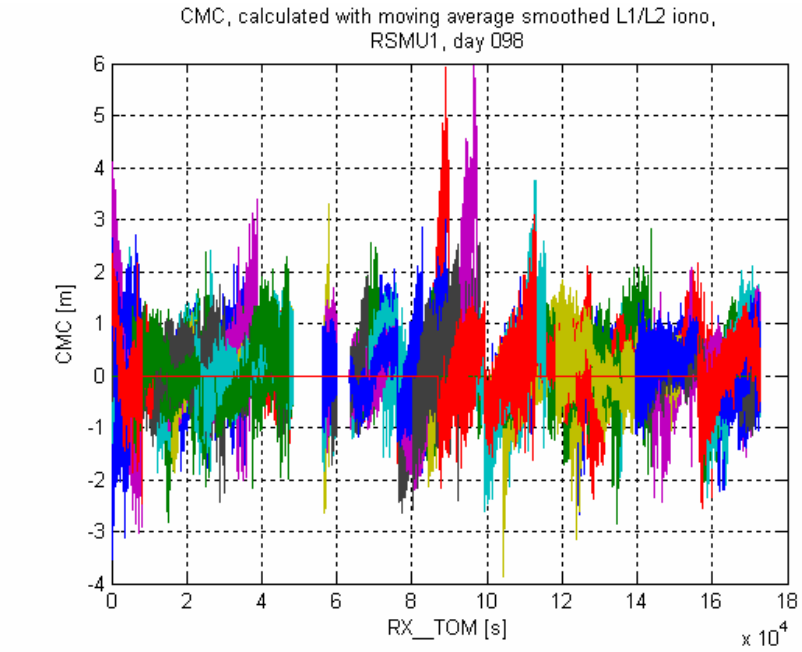


Abbildung 36: CMC Werte bestimmt mit geglätteter ionosphärischer Verzögerung

Im Vergleich zu den in Abbildung 32 dargestellten, ungeglätteten CMC Werten fällt auf, dass die CMC Werte in Abbildung 34 zwar wesentlich kleinere Werte aufweisen, gleichzeitig ist jedoch zu sehen, dass sie nicht mehr um die Nulllinie schwanken, sondern teils linear ansteigen, bzw. dass die CMC Werte einen niedrigfrequenten Anteil beinhalten (teils linear, teils nichtlinear). Dieser Anteil wird durch die zeitliche Verschiebung des ionosphärischen Fehleranteils hervorgerufen.

Ein zweites Problem, dass sich bei der Tiefpassfilterung ergibt, ist das Ansteigen des minimalen Elevationswinkels, wie der Vergleich von Abbildung 37 und 38 zeigt.

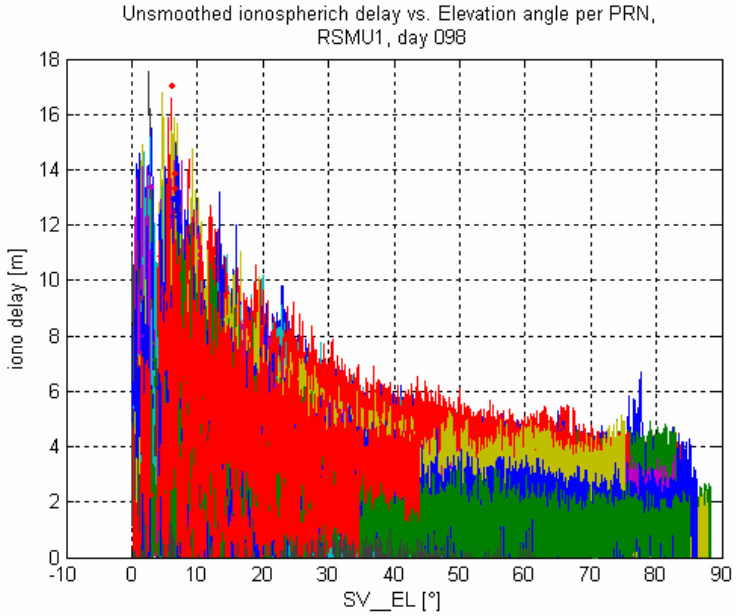


Abbildung 37: Betrag der ungeglätteten ionosphärischen Verzögerung über dem Elevationswinkel

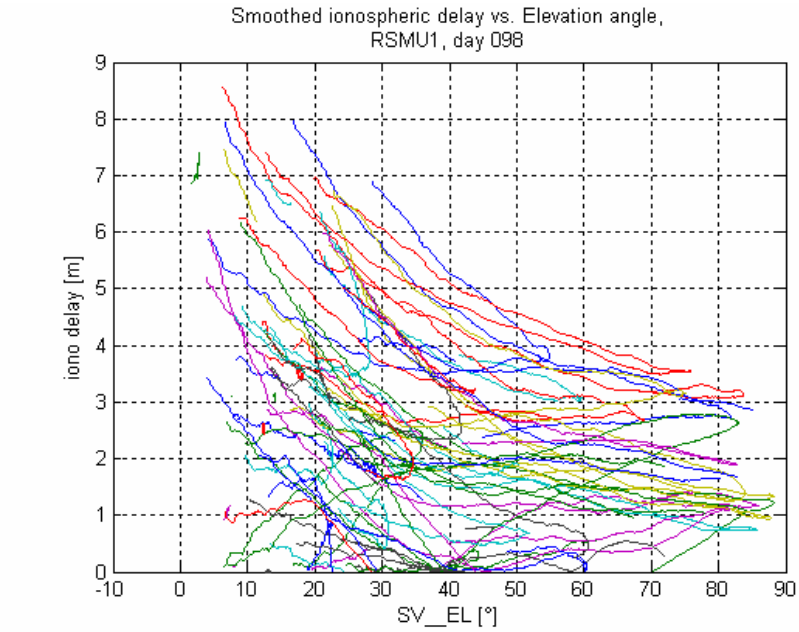


Abbildung 38: Betrag der geglätteten ionosphärischen Verzögerung über dem Elevationswinkel

Aufgrund der genannten Probleme wurde auch für dieses Verfahren die Richtigkeit der CMC Werte in Frage gestellt. Daher werden die Varianzen der CMC Werte und die mit diesem Verfahren bestimmten Multipathrichtungen nicht angegeben.

.2.4.2.3 CMC mit iono L1/L2 Gilion

Ein weiteres Verfahren, den Fehleranteil infolge ionosphärischer Refraktion zu bestimmen, ist die Verwendung des PEGASUS Moduls GGC (Generate GBAS Corrections). In dieses modul ist das GILION Modul eingebunden. Primär dazu gedacht, anhand von Zweifrequenzdaten die lokalen Ionosphärenparameter für den GBAS Message Type 2 zu bestimmen, lässt sich das Modul auch zur Berechnung des Fehleranteils infolge ionosphärischer Refraktion nutzen.

Die grafische Darstellung des Ablaufs dieses Verfahrens zeigt Abbildung 39.

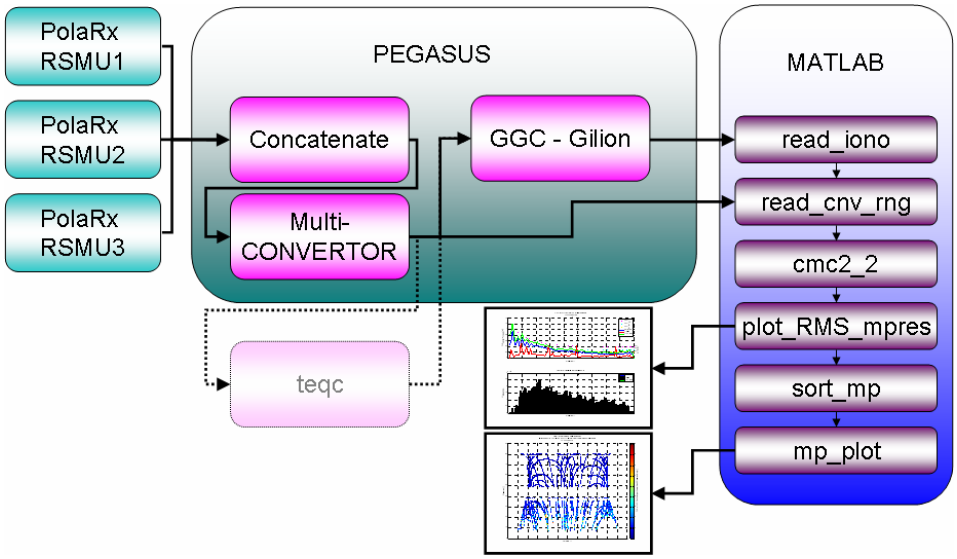


Abbildung 39: Datenprozessierung L1/L2 GILION

Ein bedeutender Nachteil an diesem Verfahren ist, dass der minimale Elevationswinkel, für den GILION den Fehleranteil infolge ionosphärischer Refraktion bestimmt, 20° beträgt. Unterhalb dieses Winkels liefert dieses Verfahren demzufolge keine Ergebnisse.

Weiterhin ist festzustellen, dass zwischen den vorstehend bestimmten und mit dem GILION Modul berechneten Fehler teils erhebliche Unterschiede liegen, deren Ursache unklar ist. Das soll anhand Abbildung 40 gezeigt werden.

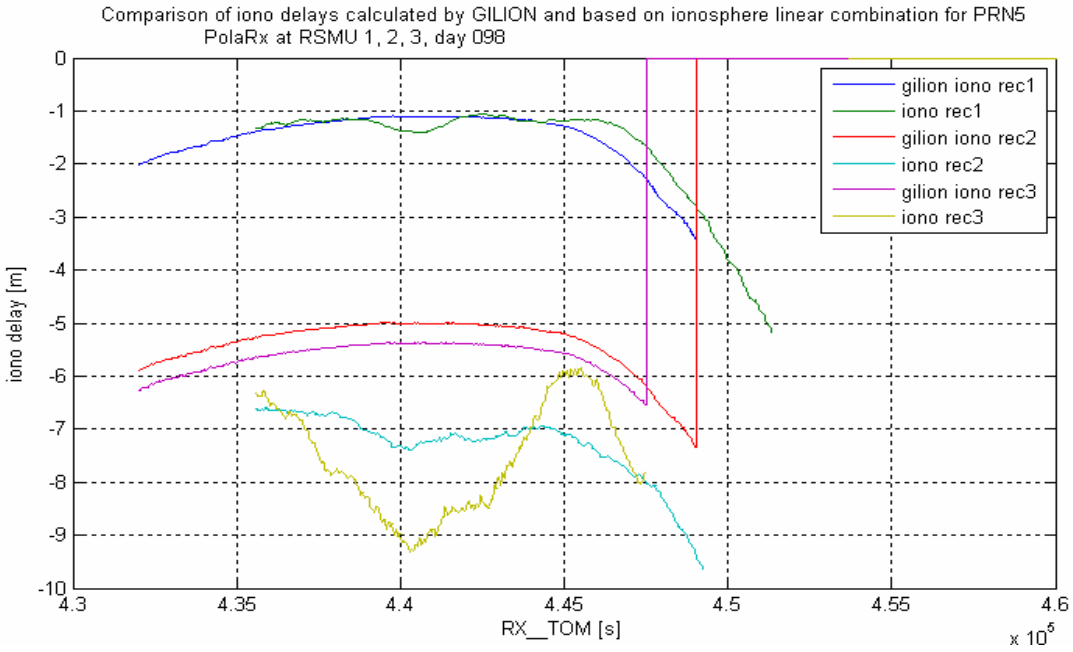


Abbildung 40: Vergleich der ionosphärischen Fehleranteile, berechnet mit unterschiedlichen Verfahren

Deutlich erkennbar ist die weitgehende Übereinstimmung im zeitlichen Verlauf der mit GILION bestimmten ionosphärischen Fehleranteile, die aufgrund der räumlichen Nähe der drei Empfänger zu erwarten ist. Die Verschiebung der Kurven entlang der Y-Achse kann aufgrund nicht vollständig entfernter Mehrdeutigkeiten entstehen.

Weiterhin ist eine gute Übereinstimmung im Kurvenverlauf und in den absoluten Werten der mit GILION berechneten und der mithilfe der ionosphärenfreien Linearkombination bestimmten geglätteten ionosphärischen Fehler für RSMU1 zu erkennen. Sehr gut zu erkennen ist auch die zeitliche Verschiebung aufgrund der Glättung mit dem gleitenden Mittel.

Unklar hingegen sind die Ursachen für die vergleichsweise großen Unterschiede zwischen den Verläufen der mithilfe der ionosphärenfreien Linearkombination bestimmten geglätteten ionosphärischen Fehler der einzelnen RSMU's. Offensichtlich werden bei der Bestimmung der ionosphärischen Fehler nicht alle Einflüsse berücksichtigt.

Allerdings ist es nicht zwangsläufig so, dass die mit GILION berechneten ionosphärischen Fehler aller RSMU's übereinstimmen. In Abbildung 41 zeigt sich eine deutliche Verschiebung der RSMU3 Kurve zu früheren Zeitpunkten. Die Kurve für RSMU 3 erreicht ihr Maximum ca. 3000 Sekunden früher als die Kurven für RSMU1 und RSMU2, die in ihrem Verlauf weitgehend übereinstimmen. Es konnte auch in diesem Punkt bislang nicht geklärt werden, welche Ursachen dieses Verhalten hat.

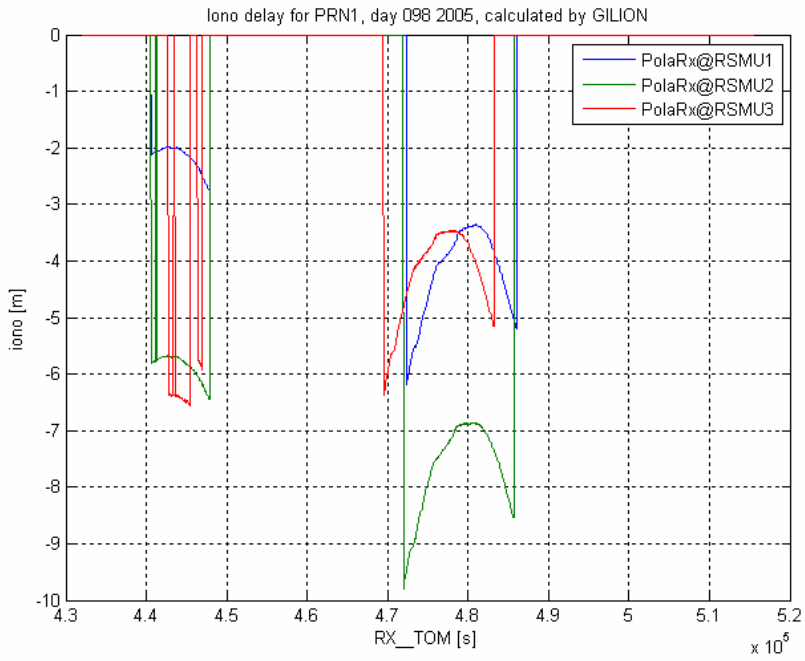


Abbildung 41: Vergleich der ionosphärischen Fehleranteile, berechnet mit GILION für PRN 1

.2.4.2.4 CMC mit kurzen Samples, iono durch lineare Regression

Dieses Verfahren wurde in Anlehnung an /34/ umgesetzt. Eine grafische Darstellung des Processings ist in Abbildung 42 gezeigt.

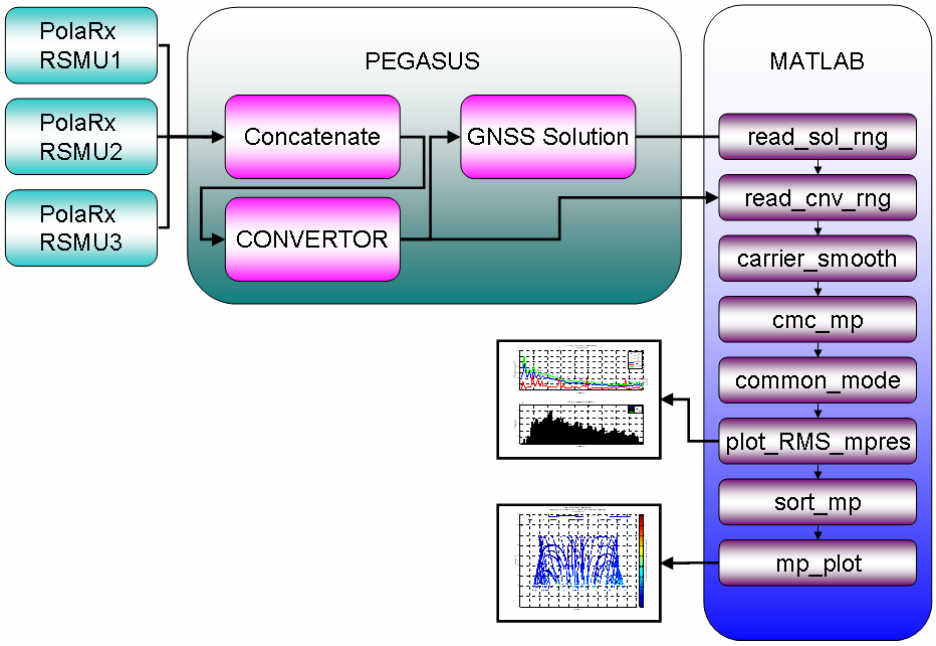


Abbildung 42: Datenprozessierung für die Methode der kurzen Samples

Das Verfahren benutzt einen Teilbereich der Daten eines Tages. Wenn innerhalb des Teilbereiches ein Sprung entdeckt wird, wird der Teilbereich verworfen. Eine Eliminierung des Sprunges wäre möglich und wurde in dem Script ebenfalls umgesetzt. Um jedoch die Möglichkeit der Verfälschung der Ergebnisse durch Cycle Slips und Reste von Uhrensprüngen zu minimieren, wurde von dieser Möglichkeit kein Gebrauch gemacht.

Innerhalb dieses Teilbereiches der Daten kann der ionosphärische Fehler als linear angenommen und somit durch lineare Regression bestimmt werden (s. Abbildung 43).

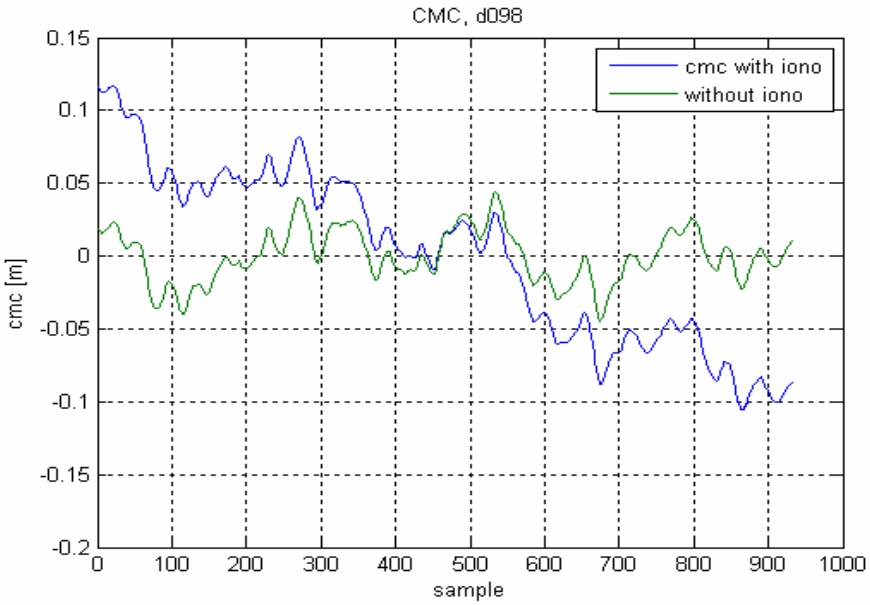


Abbildung 43: Bestimmung des ionosphärischen Fehlers

Einen großen Einfluss hat die Länge der Teilbereiche. Sind diese kurz, sinkt zwar die Wahrscheinlichkeit für Cycle Slips innerhalb dieses Teilbereiches, dafür wird aber der Mehrwegeausbreitungsfehler teilweise ausgemittelt. Ist der Teilbereich lang, kann der ionosphärische Fehler nicht mehr als linear angenommen werden, dafür sind bessere Aussagen hinsichtlich des Multipath Fehlers möglich. Es galt daher hinsichtlich der Teilbereichslänge einen Kompromiss zu finden. Dabei hat sich eine Länge des Teilbereiches von 20 min als günstig erwiesen. Das deckt sich mit den Ausführungen in /34/.

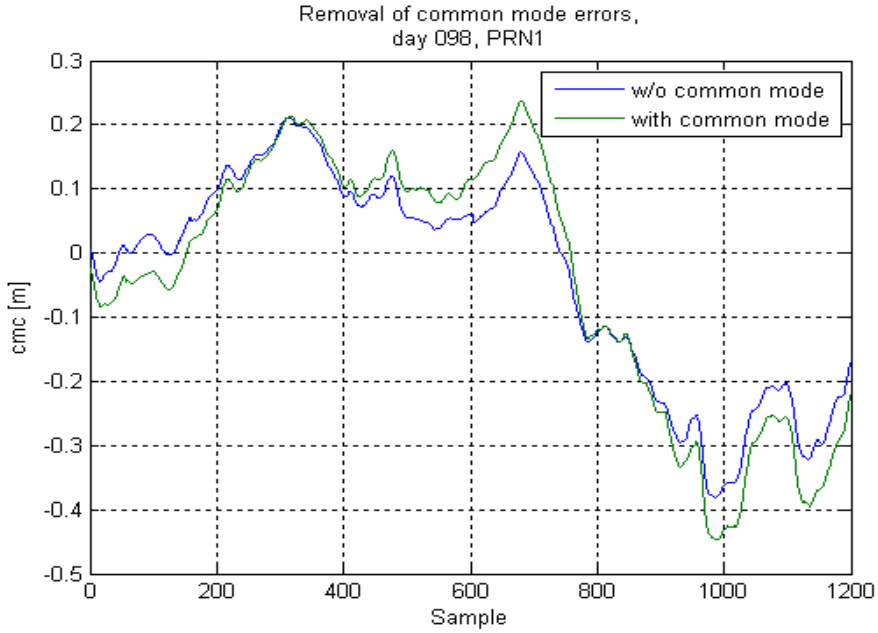


Abbildung 44: Entfernen von Empfängerfehlern

Die Phasenmehrdeutigkeit wird aufgehoben, indem innerhalb eines Teilstücks der Mittelwert der CMC Werte einer PRN von den entsprechenden CMC Werten subtrahiert wird.

Empfängerfehler (Common mode error) lassen sich verringern, indem der Mittelwert über alle CMC Werte einer Epoche – also über alle PRN's einer Epoche – gebildet wird und von einzelnen Messungen subtrahiert wird, s. Abbildung 44.

Multipathfehler wiederholen sich jeden siderischen Tag. Abbildung 45 zeigt den zeitlichen Verlauf über 15000 Samples (125 min) des anhand der trägerphasengeglätteten Schrägentfernungen berechneten CMC Werte der Tage 098 und 099 für PRN 4. Die Werte für Tag 099 sind um 4 min verschoben dargestellt, da ein siderischer Tag etwa 4 min kürzer ist, als der in UTC gemessene. Es ist eine recht gute Übereinstimmung der Verläufe zu erkennen, Unterschiede ergeben sich unter anderem aufgrund eines verbliebenen Rauschanteils, teilweise jedoch auch aufgrund des Processings.

Dieses sorgt für Sprünge der CMC Werte, welche sich aufgrund der Mittelwertbildung der CMC Werte innerhalb des Teilstücks zur Entfernung der Phasenmehrdeutigkeit ergeben. Da der Mittelwert von den CMC Werten abgezogen wird, ergeben sich beim Aneinanderfügen Sprünge. Verbesserungen ergäben sich, einerseits indem eine Übergabebedingung an den Teilbereichsenden eingefügt wird, andererseits indem nicht der Mittelwert der CMC Werte zum Entfernen der Phasenmehrdeutigkeit verwendet wird, sondern das diesem Mittelwert nächstliegende Vielfache der Wellenlänge der Trägerfrequenz.

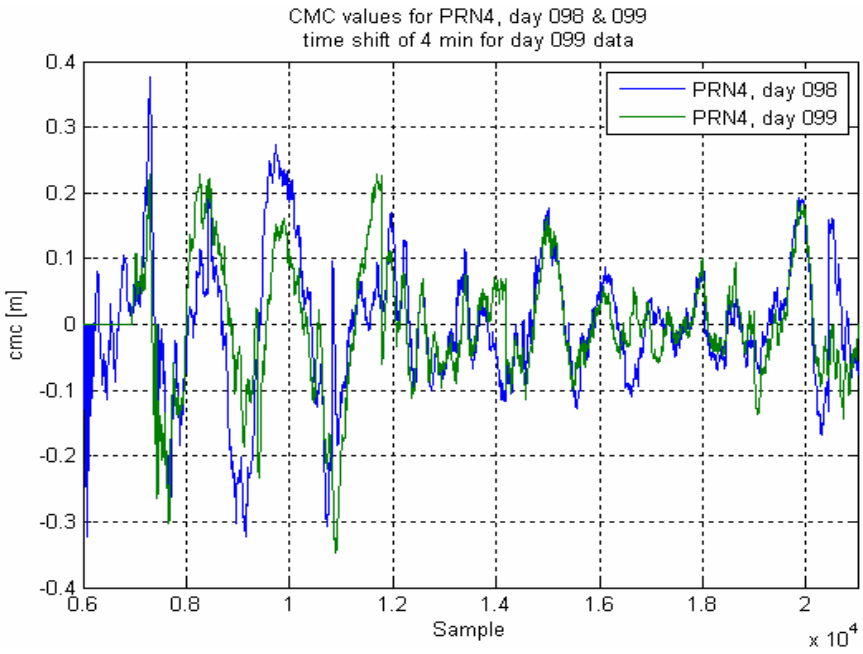


Abbildung 45: Wiederholbarkeit des Multipathfehlers

In der Betrachtung eines kürzeren Zeitabschnittes sind diese Sprünge besser zu erkennen, s. Abbildung 46. Die Abbildung entspricht Abbildung 45, jedoch wird hier ein Zeitbereich von 3000 Samples, das entspricht 1500 s (25 min) dargestellt.

Die mit diesem Verfahren erhaltenen CMC Werte werden wieder in Elevationsklassen zu je einem Grad Breite eingeteilt und Mittelwert und Standardabweichung der CMC Werte der jeweiligen Elevationsklasse bestimmt. Diese werden mit der entsprechenden GAD Kurve verglichen. Die Bestimmung der Standardabweichungen und Mittelwerte der CMC Werte geschieht für die anhand der trägerphasengeglätteten Schrägentfernungen gewonnenen CMC Werte (filtered), als auch für die anhand der ungeglätteten Schrägentfernungen bestimmten CMC Werte (unfiltered).

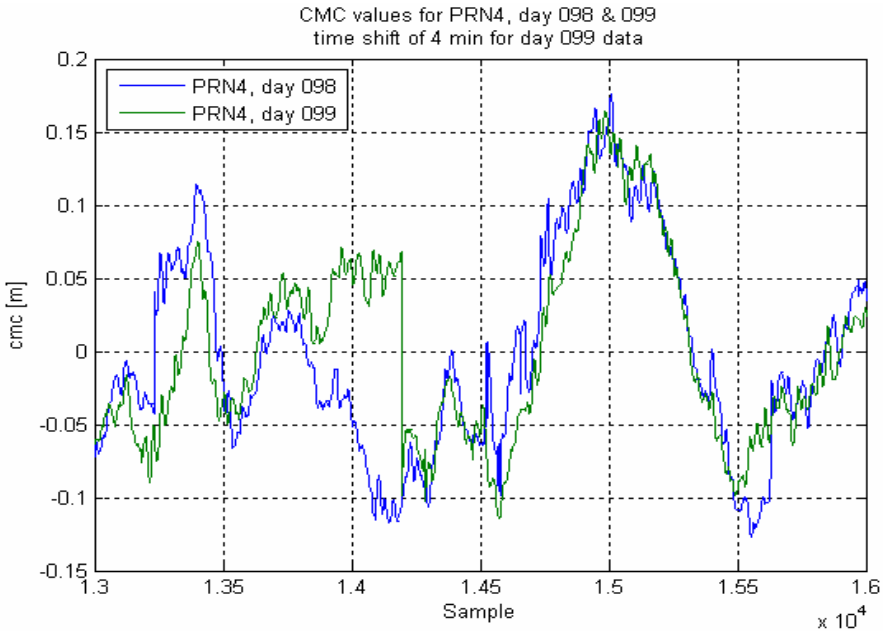


Abbildung 46: Wiederholbarkeit des Multipathfehlers, Zoom

In den Diagrammen der Multipathrichtungen hingegen werden die anhand der ungeglätteten Schrägentfernungsmessungen gewonnenen CMC Werte verwendet. Werden die Multipathrichtungen anhand der CMC Werte der geglätteten Schrägentfernungen erstellt, ist kein eindeutiges Ergebnis sichtbar, da das Ziel der Trägerphasenglättung – den Mehrwegeausbreitungsfehler zu minimieren – wirkt und die Auswertung der Diagramme erschwert ist. Ein weiterer Vorteil an der Verwendung der ungeglätteten Schrägentfernungsmessungen ist die größere Anzahl an statistisch unabhängigen Werten.

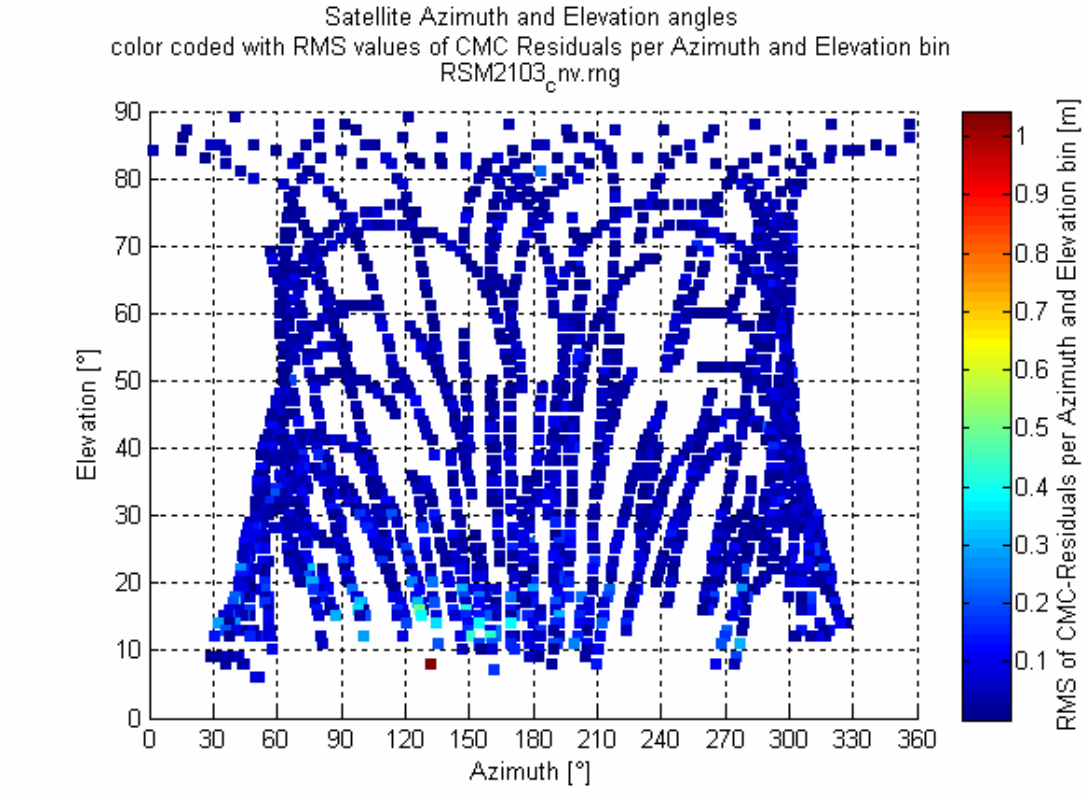
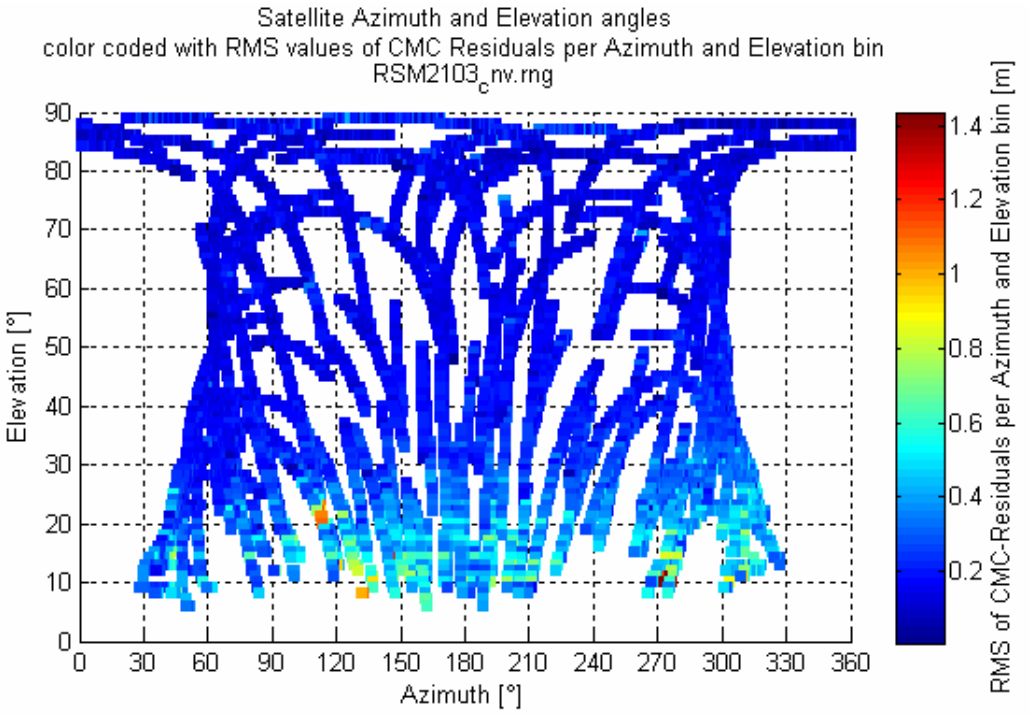


Abbildung 47: Anhand trägerphasengeglätteter Schrägentfernungen gewonnene Multipathrichtungen für RSMU2, Tag 103



.

Abbildung 48: Anhand ungeglätteter Schrägentfernungen gewonnene Multipathrichtungen für RSMU2, Tag 103

Der Vergleich der Verfahren der Genauigkeitsbewertung geschieht anhand der RMS_PR_GND der mit diesem Verfahren der CMC Analyse gewonnenen Ergebnisse. Die Diagramme zur Genauigkeitsbewertung aller Tage und aller RSMU's sind in Anhang 2 gezeigt, die Diagramme der Multipathrichtungen aller Tage und RSMU's sind in Anhang 2 enthalten.

.2.4.2.5 CMC mit kurzen Samples, iono mit ionosphärenfreier Linearkombination

Dieses Verfahren entspricht weitestgehend dem im vorhergehenden Abschnitt .2.4.2.4 vorgestellten Verfahren. Der Unterschied liegt darin, dass der ionosphärische Fehler nicht mittels linearer Regression bestimmt wird, sondern anhand der ionosphärenfreien Linearkombination des jeweiligen Teilstücks. Die Ergebnisse dieses Verfahrens sind gemeinsam mit denen des vorstehend beschriebenen Processings (Abschnitt .2.4.2.4) dargestellt (L1/L2 iono). Die entsprechenden Diagramme sind in /51/ Anhang 2 gezeigt.

.2.4.3 Bestimmung der Ionosphärenparameter für MT2

Die Bestimmung des ionosphärischen Fehlers in Abschnitt 4.2.3 wird mit dem PEGASUS GILION Modul vorgenommen. Dabei wird das GILION Modul eingebettet in das GGC Modul betrieben. Das GGC Modul dient zur Erzeugung von GBAS Korrekturen (MT1, MT2, MT4). Für die hier beschriebenen Auswertungen wurden Schrägentfernungsinformationen der an den RSMU's befindlichen PolaRx 2 Empfänger verwendet. Das GGC Modul arbeitet dementsprechend im „GNSS based PRCs" Modus. Das GGC Modul bildet dabei das komplette Processing einer GBAS Bodenstation nach, mit der Besonderheit der Verwendung von Zweifrequenzdaten zur Bestimmung des ionosphärischen Fehlers. Basierend auf dem ionosphärischen Fehler werden dann die lokalen Ionosphärenparameter zur Abschätzung des ionosphärischen Restfehlers aufgrund räumlicher Dekorrelation, die im MT2 übermittelt werden, bestimmt.

Die GBAS Prototypenstation SLS-3000 in Frankfurt / Main sendet bislang keine Parameter zur Bestimmung des ionosphärischen Restfehlers aufgrund räumlicher Dekorrelation aus. Die Bestimmung dieser Parameter mit dem GGC Modul ist daher eine Möglichkeit,

Veränderungen, die sich mit dem Ausstrahlen dieser Parameter ergäben, zunächst mit PEGASUS zu untersuchen.

In Vorbereitung dieser Untersuchung wurden die Ionosphärenparameter für den MT2 anhand der im April des Jahres 2005 aufgezeichneten Daten der an den RSMU's befindlichen PolaRx2 Empfänger bestimmt. Eine Überprüfung dieser Parameter anhand der Daten vom Januar 2006 steht noch aus. Des Weiteren können anhand der Daten vom Januar 2006, wegen der größeren Entfernung zu einem Zweifrequenzempfänger am Flughafen Egelsbach, Unterschiede in den ionosphärischen Fehlern zwischen diesen Orten bestimmt werden.

Die Bedienung des GGC Moduls ist in /12/ beschrieben, die Beschreibung der verwendeten Algorithmen kann /13/ entnommen werden, das Datenformat erklärt /11/.

Für die Generierung der GBAS MT's mit dem PEGASUS GGC werden die Konfigurationseinstellungen in einer ini-Datei festgehalten. Um die Ionosphärenparameter des MT2 zu generieren wurden PolaRx Daten des 08.04.2005 verwendet.

.2.5 Ergebnisse

.2.5.1 Vergleich der CMC Verfahren

In diesem Abschnitt werden die mit den unterschiedlichen Verfahren der CMC Analyse gewonnenen RMS_PR_GND miteinander verglichen. Für diesen Vergleich wurden die Werte von RSMU2 und Tag 098 herangezogen. In den entsprechenden Diagrammen ist jeweils die anhand des entsprechenden Verfahrens der CMC Analyse gewonnene Standardabweichung der CMC Werte über dem Elevationswinkel aufgetragen, das untere Diagramm zeigt jeweils die Anzahl der CMC Werte pro Elevationsklasse.

Abbildung 49 zeigt das mit dem in Abschnitt .2.4.2.1 dargestellten Verfahren erzieltem Ergebnis.

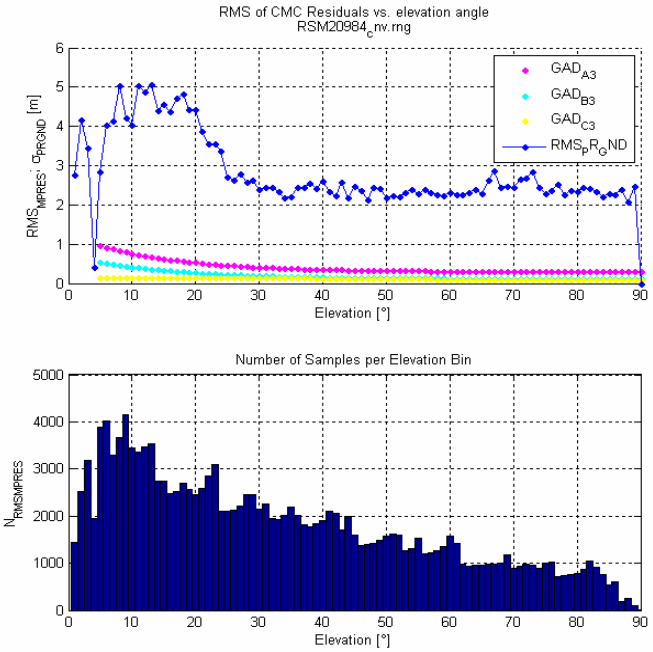


Abbildung 49: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.1

Deutlich zu erkennen ist, dass die RMS_PR_GND Werte weit oberhalb der GAD A3-Kurve liegen. Das ist darauf zurückzuführen, dass beim Entfernen des ionosphärischen Fehlers der Rauschanteil stark zunimmt. Dieser Rauschanteil ist unabhängig vom Elevationswinkel. Daher ist für die RMS_PR_GND Werte nahezu keine Abhängigkeit vom Elevationswinkel zu erkennen. Erst für Elevationswinkel unter 25° wird der RMS_PR_GND Wert der jeweiligen Elevationsklasse größer. Bei Betrachtung der Anzahl der CMC Werte pro Elevationsklasse

fällt auf, dass die Werteanzahl für Elevationswinkel unter 5° stark abfällt. Das ist auf die Empfängerperformance zurückzuführen. Für tiefstehende Satelliten lässt die L2 Trackingperformance stark nach.

Eine Aussage zur Genauigkeit der Bodenstation ist anhand der mit diesem Verfahren erzielten Werte nicht möglich.

Abbildung 50 zeigt das Ergebnis des Verfahrens nach Abschnitt .2.4.2.2. Der Verlauf der RMS_PR_GND Werte über dem Elevationswinkel entsprich nicht dem theoretisch zu erwartenden, es fällt vor allem der Sprung um 50° auf. Bei Betrachtung der Anzahl der Werte pro Elevationsklasse ist zu sehen, dass die Anzahl der Werte wesentlich geringer ist als bei den anderen Verfahren. Die Ursachen sind vor allem in der nicht entfernten zeitlichen Verschiebung der geglätteten ionosphärischen Fehler zu suchen. Aus der Glättung selbst resultiert die geringere Anzahl an Messwerten bei kleinen Elevationswinkeln.

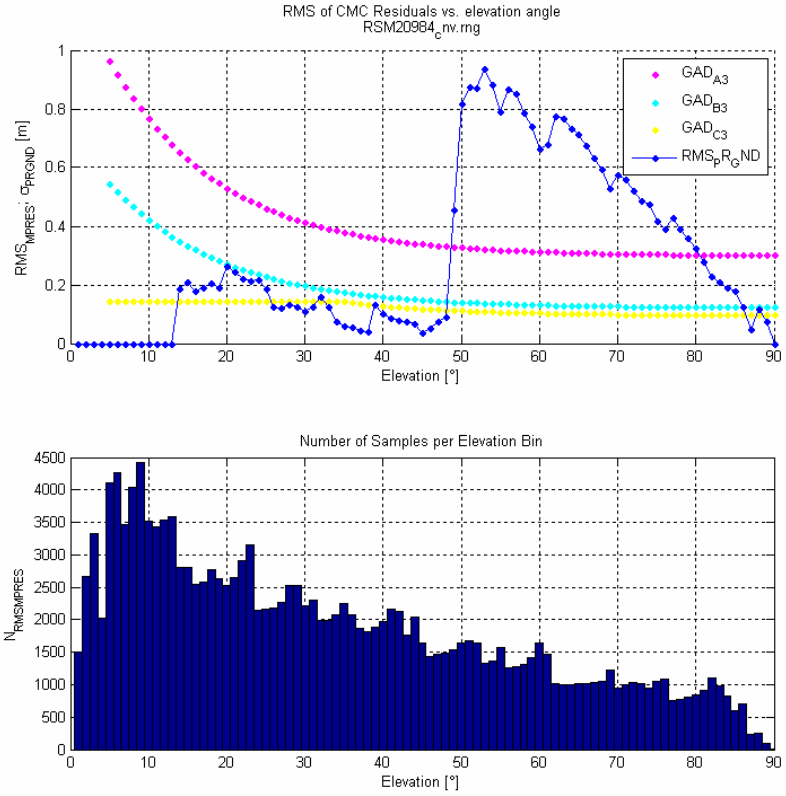


Abbildung 50: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.2

Die Ergebnisse dieses Verfahrens sind für die Genauigkeitsbewertung nicht aussagefähig.

Das Diagramm zu dem in Abschnitt .2.4.2.3 erläuterten Verfahren zeigt Abbildung 51. Es sind zwei unterschiedliche RMS_PR_GND Werte dargestellt, in blau die anhand der ungefilterten CMC Werte bestimmten und in rot die RMS_PR_GND Werte, die anhand eines Tiefpasses mit einer Zeitkonstanten von 100s Tiefpassgefilterter CMC Werte bestimmt wurden. Die ungefilterten RMS_PR_GND Werte liegen für hohe Elevationswinkel unter der GAD C3 Kurve, überschreiten diese ab ca. 50° bis 60° und liegen für Elevationswinkel kleiner 25° über der GAD B3 Kurve. Die RMS_PR_GND Werte der tiefpassgefilterten CMC Werte liegen nahe an der GAD C3 Kurve. Für hohe Elevationswinkel ist kein Unterschied zwischen den gefilterten und ungefilterten Werten vorhanden. Für kleine Elevationswinkel unterscheiden sich beide Verläufe sehr deutlich. Die gefilterten Werte liegen deutlich unter den ungefilterten.

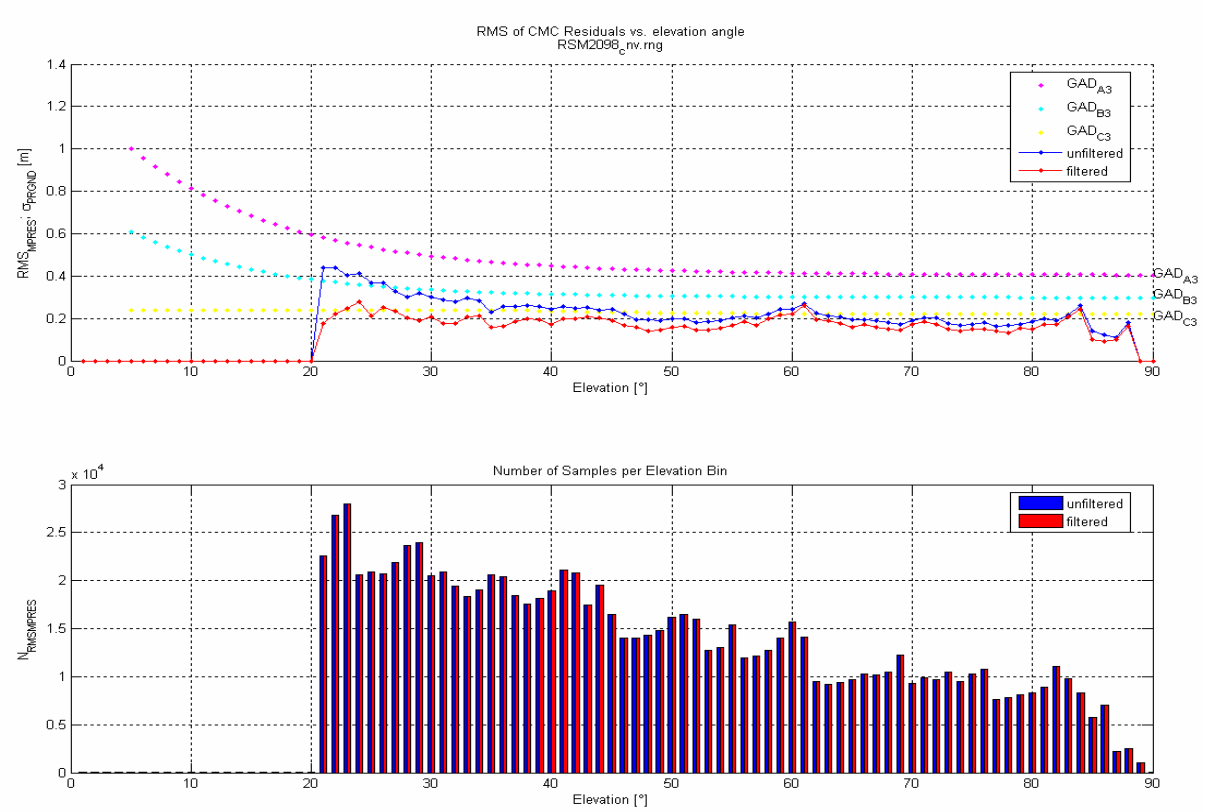


Abbildung 51: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.3

Bei Betrachtung der Anzahl der Werte pro Elevationsklasse ist klar zu sehen, dass unter 20° keine Werte vorliegen. Der Grund (GILION liefert keine Werte unter 20°) wurde in Abschnitt .2.4.2.3 erklärt.

Vergleicht man den Verlauf der ungefilterten RMS_PR_GND Werte dieses Verfahrens mit denen der B-Value Analyse (s. Abbildungen 30 und 31), ist eine recht gute Übereinstimmung zu erkennen. Wie es scheint, liefert dieses Verfahren mit der B-Value Analyse vergleichbare Ergebnisse. Da jedoch unter 20° keine Aussagen möglich sind, wurden die Ergebnisse dieses Verfahrens für weitergehende Untersuchungen (z.B. Vergleich mit den Ergebnissen der B-Value Analyse) nicht weiter verwendet.

Für den Vergleich mit der B-Value Analyse wurden die Ergebnisse des in Abschnitt .2.4.2.4 dargestellten Verfahrens genutzt. Abbildung 52 zeigt diese Ergebnisse für RSMU2 und Tag 098 zusammen mit denen des Verfahrens nach Abschnitt .2.4.2.5. Die blaue Kurve zeigt hierbei die anhand der ungeglätteten Schrägentfernungsmessungen, d.h. ohne Trägerphasenglättung, gewonnenen RMS_PR_GND, die rote Kurve die anhand der trägerphasengeglätteten Schrägentfernungen gewonnenen RMS Werte. Grün dargestellt sind die anhand des in Abschnitt .2.4.2.5 erläuterten Verfahrens bestimmten RMS_PR_GND Werte.

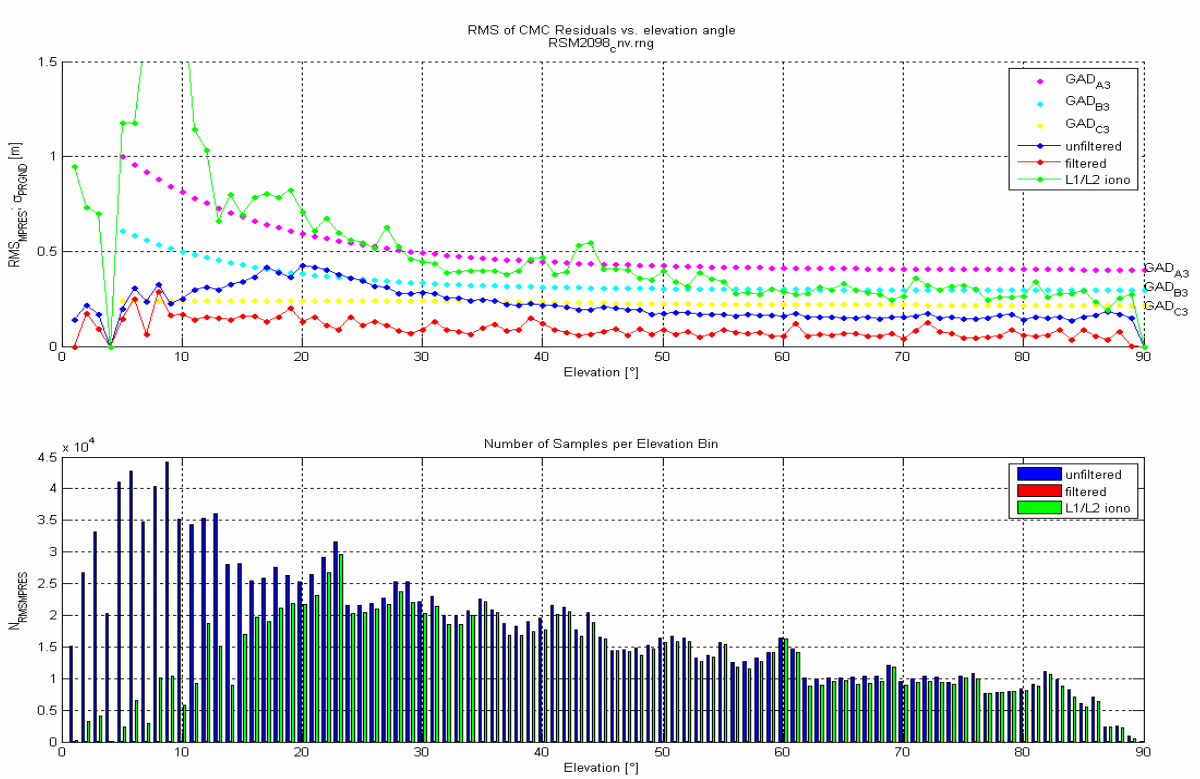


Abbildung 52: RMS_PR_GND der CMC Werte, Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.4 und .2.4.2.5

Für die ungeglätteten Werte ist eine gute Übereinstimmung des Verlaufes mit dem im vorherigen Abschnitt gezeigten Verlauf der ungeglätteten Werte und den Werten der B-Value Analyse festzustellen, allerdings nur für Elevationswinkel größer 20°. Im Vergleich zum Ergebnis im vorherigen Abschnitt ist der Verlauf hier jedoch ausgeglichener. Es gibt keine erhöhten Werte bei einzelnen Elevationswinkeln. Für Elevationswinkel unter 20° unterscheiden sich die Werte zunehmend.

Die anhand der geglätteten Schrägentfernungen bestimmten CMC Werte sind, wie im vorherigen Abschnitt dargestellt, kleiner als die ungeglätteten. Alle Werte (für Elevationswinkel größer 10°) liegen unter der GAD C3 Kurve. Weiterhin ist nur eine geringe Abhängigkeit vom Elevationswinkel festzustellen.

Für RSMU3 hat GILION größtenteils keinen ionosphärischen Fehler berechnet. In diesem Fall wurde dann der ionosphärische Fehler von RSMU2 genommen. Das ist möglich, da die Entfernung der einzelnen RSMU's gering genug ist, so dass sich keine Gradienten im ionosphärischen Fehler der RSMU's ergeben. Der PolaRx2 an RSMU3 hatte Probleme die Code- und Phasenmessungen auf L2 aufrecht zu erhalten.

Die in grün dargestellten Ergebnisse des Verfahrens nach Abschnitt .2.4.2.5 sind wiederum größer als die anhand der ungeglätteten Schrägentfernungen bestimmten CMC Werte. Sie sind allerdings geringer, als die auch aufgrund der ionosphärenfreien Linearkombination, aber nicht abschnittsweise bestimmten CMC Werte des in Abschnitt .2.4.2.1 dargestellten Verfahrens. Hier ist das verstärkte Empfängerrauschen der ionosphärenfreien Linearkombination für die erhöhten CMC Werte verantwortlich.

Anhand der Anzahl der Messwerte pro Elevationsklasse ist gut zu erkennen, dass die Empfängerperformance auf L2 schlechter ist, als auf L1. Ist die Anzahl an Messwerten unter 20° für das Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.4 vergleichsweise hoch, sinkt die Anzahl an Messwerten für das Verfahren nach Anschnitt .2.4.2.5 mit kleiner werdendem Elevationswinkel. Die Ursache hierfür ist in der Empfängerperformance zu suchen. Um den CMC Wert zu bestimmen, müssen für das Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.5 die Code- und

Phasenmessungen auf beiden Frequenzen vorliegen. Für das Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.4 reicht es, wenn Code- und Phasenmessung auf L1 vorliegen. Wichtiger jedoch ist, dass falls ein Messwert vorhanden ist, dieser auch gültig ist und keine Sprünge auftreten. Die Gefahr für Sprünge und Cycle Slips ist jedoch für kleine Elevationswinkel größer.

Die Verringerung der Anzahl der CMC Werte für Elevationen kleiner als 20° ist darauf zurückzuführen, dass dort vermehrt Sprünge auftreten. Teilstücke mit Sprüngen werden jedoch nicht repariert, sondern verworfen.

Die Performance über die Tage betrachtet ist konstant, d.h. die Verläufe der jeweiligen RSMU unterscheiden sich nur minimal.

Die bereits erwähnte schlechte L2 Trackingperformance des an RSMU3 befindlichen PolaRx2 ist anhand der hohen Werte der RMS Werte der CMC Werte nach Abschnitt .2.4.2.5 gut zu erkennen. Die erhöhten Werte der RMS Werte der CMC Werte nach Verfahren .2.4.2.5 (grüne Kurve) ist auf den erhöhten Rauschanteil in dem CMC Wert zurückzuführen. Die großen Unterschiede in den Verläufen der grünen Kurven (RMS der CMC Werte nach Verfahren .2.4.2.5) sind ein Indiz für die Empfängerperformance. Die L2 Trackingperformance der verwendeten PolaRx2 ist offensichtlich unterschiedlich.

Die anhand des Verfahrens nach Abschitt .2.4.2.4 bestimmten CMC Werte weisen die plausibelsten Ergebnisse auf und (wie im folgenden Abschnitt gezeigt) stimmen am ehesten mit den Ergebnissen der B-Value Analyse überein.

Die Ergebnisdiagramme aller Tage und aller RSMU's anahnd der in den Anschnitten .2.4.2.4 und .2.4.2.5 dargestellten Verfahren, sind in Anhang 2 angegeben.

.2.5.2 Vergleich der Genauigkeitsbewertungsmethoden (CMC und B-Value Analyse)

Die Ergebnisse der B-Value Analyse aller Tage finden sich in D7630 Anhang 2 (/51/).

Zu erwarten ist, dass sich die Verläufe der B-Values über dem Elevationswinkel nicht verändern, also zeitlich konstant bleiben. Diese Erwartung resultiert aus der Annahme, dass sich die Multipathumgebung nicht verändert. Auch die Anzahl der Werte sollte konstant bleiben, da sich die Satellitenbahnen täglich wiederholen. Daher ist die Anzahl der Messwerte pro Elevationsklasse ein Anzeichen für die Empfängerperformance. Unterschiede in der Anzahl der Messwerte pro Elevationklasse deuten somit auf eine sich verändernde Empfängerperformance hin. Bei Betrachtung der Diagramme in Anhang 2 ist festzustellen, dass sich die Verläufe der RMS_PR_GND Werte über dem Elevationswinkel zwischen den Tagen praktisch nicht verändern. Auch die Anzahl an Messwerten pro Elevationsklasse verändert sich praktisch nicht.

Hinsichtlich der erreichten Genauigkeit ist festzustellen, dass die RMS_PR_GND Werte größtenteils unter der GAD B3 Kurve liegen, diese jedoch teilweise überschritten wird. Alle RMS_PR_GND Werte liegen jedoch unter der GAD A3 Kurve. Für niedrige Elevationen (kleiner 30°) treten zunehmend Schwankungen in der Performance auf. Teilweise sind die Werte niedriger als B3, teilweise liegen sie an der B3 Kurve, manchmal sind sie jedoch auch größer.

Im Vergleich zu den Ergebnissen der CMC Analyse mit dem Verfahren nach Abschnitt .2.4.2.4 ist eine gute Übereinstimmung der anhand der ungeglätteten Schrägentfernungen bestimmten RMS der CMC Werte und den RMS_PR_GND der B-Values festzustellen. Bei diesem Vergleich ist jedoch zu beachten, dass es sich um unterschiedliche Empfänger handelt. Die Rohdaten der B-Value Analyse stammen von den RSMU's der Bodenstation, die Rohdaten der CMC Analyse von den an den RSMU's befindlichen PolaRx2 Empfängern, die zudem von einer separaten Antenne gespeist wurden.

Die Übereinstimmung der Ergebnisse ist ein Zeichen dafür, dass diese Ergebnisse verfahrensunabhängig sind und tatsächlich das Multipathumfeld bewertet wurde. Wegen der

unterschiedlichen Empfänger ist die Empfängerperformance (das Empfängerrauschen) für die Genauigkeit der Bodenstation von untergeordneter Bedeutung.

Bei diesem Sachverhalt ist bemerkenswert, dass die anhand der ungeglätteten Schrägentfernungen bestimmten RMS der CMC Werte eine vergleichbare Größe wie die RMS_PR_GND der B-Value Analyse aufweisen. Die mit den trägerphasengeglätteten Schrägentfernungen bestimmten RMS_PR_GND der CMC Werte sind kleiner als die der ungeglätteten. Es ist einerseits erklärbar, dass die anhand der trägerphasengeglätteten Schrägentfernungen bestimmten CMC Werte kleiner sind, als die anhand der ungeglätteten Schrägentfernungen (die Trägerphasenglättung dient dazu den Multipathfehler zu verringern), andererseits wäre zu erwarten gewesen, dass die CMC Werte, die anhand der geglätteten Schrägentfernungen bestimmt wurden mit den Ergebnissen der B-Value Analyse korrespondieren. Hier kann nicht sichergestellt werden, dass das Verfahren der CMC Analyse zu absoluten Ergebnissen führt. Mögliche Ursachen für Abweichungen sind u.a. die Mittelwertbildungen, um bestimmte Fehleranteile zu eliminieren. Weiterhin hat auch die Länge des Teilstücks, das jeweils zur Auswertung kommt, einen nicht unwesentlichen Einfluss.

Da das Verfahren der CMC Analyse überaus anfällig für Variationen des Algorithmus ist, ist für die Genauigkeitsbewertung die B-Value Analyse vorzuziehen.

.2.5.3 Multipathrichtungen (ELAZ Darstellung)

Für die Untersuchung der Multipathrichtungen war zunächst die Frage nach den minimalen Elevationswinkeln an den RSMU's zu beantworten. Dazu wurden von den an den RSMU's befindlichen PolaRx2 für die L1 Codemessungen die Satellitenbahnen bestimmt und im Diagramm mit Azimutwinkel als x-Achse und Elevationswinkel als y-Achse aufgetragen. In den Abbildung 53 sind die Satellitenbahnen bis zu einem Elevationswinkel von 0° für Tag 098 dargestellt

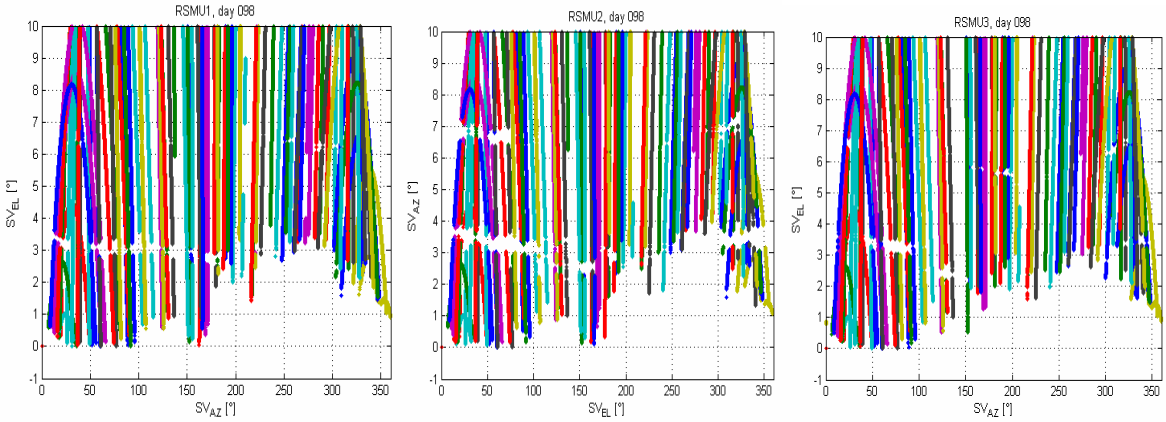


Abbildung 53: minimale Elevationswinkel an allen RSMU's, Tag 098

Anhand der Diagramme ist zu sehen, dass für Azimutwinkel von ca. 0° bis 180° Satelliten nahezu bis zur Horizontlinie (0°) getrackt werden. Im Azimutbereich zwischen 100° und 150° ist der minimale Elevationswinkel leicht erhöht. Innerhalb des Azimutwinkelbereiches von 180° bis 360° liegen die minimalen Elevationswinkel bei höheren Werten, jedoch noch unter 5°.

Um sich über die Hindernisumgebung ein besseres Bild machen zu können, wurde Abbildung 54 angefertigt. Diese Abbildung zeigt eine Überlagerung einer Luftbildaufnahme der RSMU Aufstellung (Quelle: Google-Earth) mit überlagerter Zeichnung zur RSMU Installation (Quelle: DFS)

Abbildung 54: Aufstellung der RSMU Antennen (Quellen: Foto: Google-Earth, Zeichnung: DFS)

Mithilfe dieser Abbildung wird klar, dass die Erhöhung des minimalen Elevationswinkels im Bereich von ca. 100° bis 150° auf das in östlich bis südöstlicher Richtung der RSMU,s befindliche Waldstück zurückzuführen sein dürfte, während die Erhöhung des minimalen Erhebungswinkels in westlicher Richtung der RSMU's aufgrund des dort befindlichen Waldes entsteht. Da sich dieser Wald näher an den RSMU's befindet, ist der minimale Erhebungswinkel entsprechend höher.

Interessant in den Abbildungen der minimalen Erhebungswinkel sind die über einen großen Azimutbereich in einem nahezu konstanten Elevationswinkel verlaufenden Lücken in den Satellitenbahnen.

Diese Lücken finden sich in den Diagrammen der Multipathrichtungen als erhöhte Multipathwerte. In den Diagrammen der Multipathrichtungen sind die Satellitenbahnen (Elevationswinkel über Azimutwinkel) dargestellt. Zusätzlich ist der Betrag der Standardabweichung der CMC Werte innerhalb eines Rechtecks einer Klassenbreite von 1° Azimutwinkel und 1° Elevationswinkel, farblich kodiert dargestellt.

Die Bereiche erhöhter Multipathwerte verlaufen nahezu parallel zur Horizontlinie. Für höhere Elevationswinkel lässt dieser Effekt zunehmend nach. Zur Illustration sei auf Abbildung 55 verwiesen. Diese Streifen mit erhöhten Multipathwerten sind auch an den anderen RSMU's und den anderen Tagen zu beobachten. Für RSMU3 ist die Interpretation schwierig, da hier wegen der schlechteren L2 Trackingperformance des Empfängers weniger CMC Werte für niedrige Elevationswinkel vorliegen. Die Abbildungen der anderen RSMU's und der anderen Tage finden sich in /51/ Anhang 2. Es ist zu vermuten, dass dieser Effekt der erhöhten Multipathwerte für bestimmte Elevationswinkel durch die Antennen selbst hervorgerufen wird. Chokering Antennen erreichen die erhöhte Empfindlichkeit für höhere Elevationswinkel durch ringförmig angeordnete Bleche. Wellenlängenabhängig kann sich dadurch ein Kammfiltereffekt ausbilden.

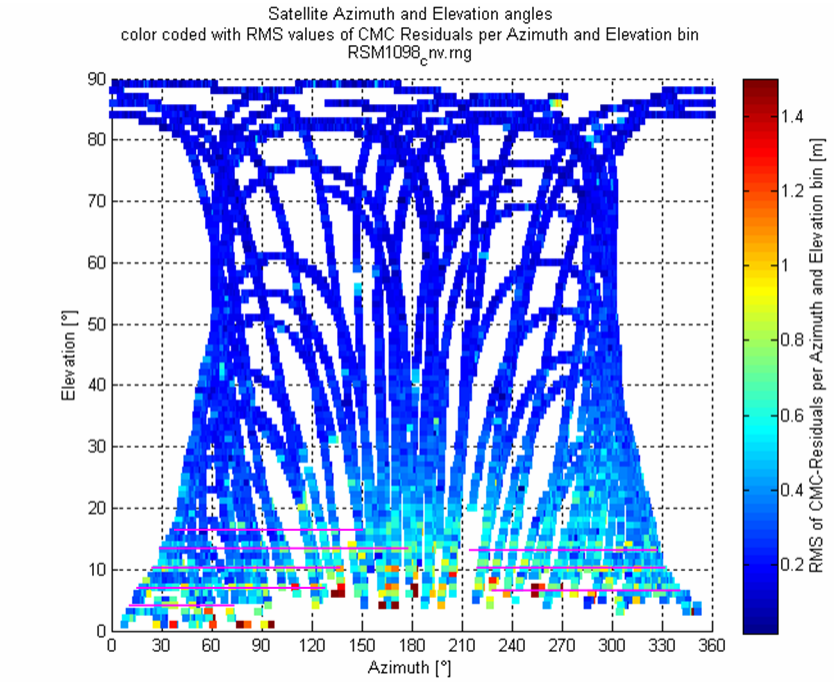


Abbildung 55: Multipathrichtungen für RSMU1 und Tag 098

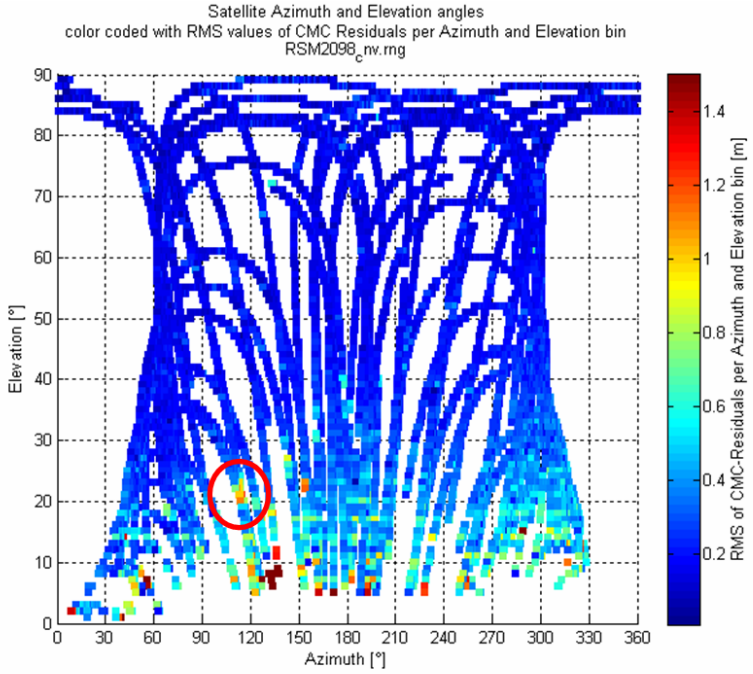


Abbildung 56: Multipathrichtungen für RSMU2 und Tag 098

Eine weitere Besonderheit ist sehr ausgeprägt an RSMU2 zu beobachten. Dort treten erhöhte Multipathwerte in einem Bereich von 110° bis 120° Azimut und 20° bis 25° Elevation auf. Diese erhöhten Werte treten in allen Diagrammen von RSMU2 auf, d.h. sie sind jeden Tag in nahezu konstanter Stärke zu beobachten. Damit ist die Sicherheit groß, dass es sich um einen beobachteten Mehrwegeausbreitungsfehler handelt (s. Abbildung 56). Unsicherheit herrscht noch darüber, ob im gleichen Elevations- und Azimutwinkelbereich an den anderen RSMU's ebenfalls Multipath zu beobachten ist. In den Diagrammen sieht es so aus, als ob an den anderen RSMU's in der gleichen Richtung auch Multipath zu beobachten ist. Allerdings tritt dieser Effekt dort nicht so deutlich wie an RSMU2 zu Tage. Sollte es sich an den anderen RSMU's ebenfalls um Multipath handeln, so ist dieser dort offensichtlich

schwächer ausgeprägt, bzw. geht im diffusen Multipath unter. Aufschluss könnte hier die Korrelation der CMC Werte über mehrere Tage und zwischen den RSMU's bringen. Sollte sich herausstellen, dass es sich um einen zwischen den RSMU's korrelierten Multipathfehler handelt, hätte dies unter Umständen Auswirkungen auf die Aufstellungsbedingungen für GBAS Bodenstationen. In den Spezifikationen des GBAS (s. /6/ und /33/) wird davon ausgegangen, dass Mehrwegeausbreitungsfehler zwischen den einzelnen Referenzempfängern unkorreliert sind.

Als allgemeine Beobachtung lässt sich in den Diagrammen der Multipathrichtungen gut ablesen, dass die CMC Werte für niedrige Elevationswinkel größer werden, eine Beobachtung, die in den Diagrammen der Genauigkeitsbewertung deutlicher zu Tage tritt.

Obgleich in den Multipathrichtungen ablesbar, sind diese jedoch so schwach ausgeprägt, dass zumindest die Genauigkeitsklasse GAD A3 durch die Station erfüllt wird, wie ein Vergleich mit den Ergebnissen der B-Value Analyse ergibt.

.3 Vergleich simulierter GBAS Messages mit aufgezeichneten Messages

Ziel dieser Untersuchung ist es, GBAS Messages der Bodenstation zu vergleichen mit den GBAS Messages die vom PEGASUS GGC (unter Benutzung des GILION Moduls) erzeugt wurden.

Es wurden Rohdaten der PolaRx Empfänger für Tag 103 verwendet. Vom gleichen Tag stammen auch die GBAS Messages der SLS-3000, die vom MDES aufgezeichnet wurden.

Zunächst wurden anhand der Rohdaten der PolaRx Empfänger mit dem GGC Modul Ionosphärendaten berechnet. Anschließend wurden wieder die PolaRx Daten verwendet (RSMU Daten sind nicht verwendbar (s. Abschnitt 2)), um mit dem PEGASUS GGC Modul GBAS Korrekturdaten zu erzeugen.

Die simulierten Schrägentfernungskorrekturen sind in Abbildung 57 gezeigt. Abbildung 58 zeigt die aufgezeichneten Pseudorangekorrekturen der SLS-3000.

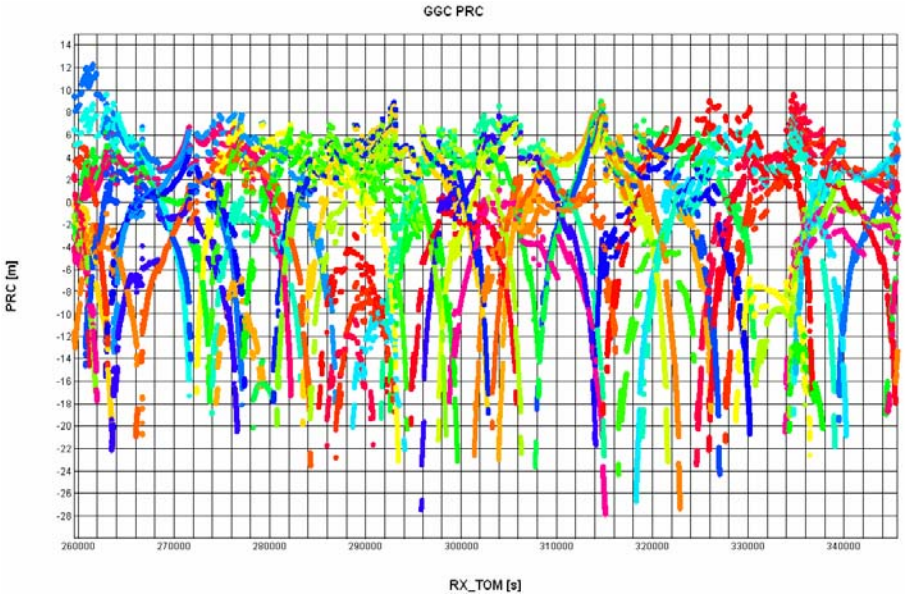


Abbildung 57: Simulierte Pseudorangekorrekturen

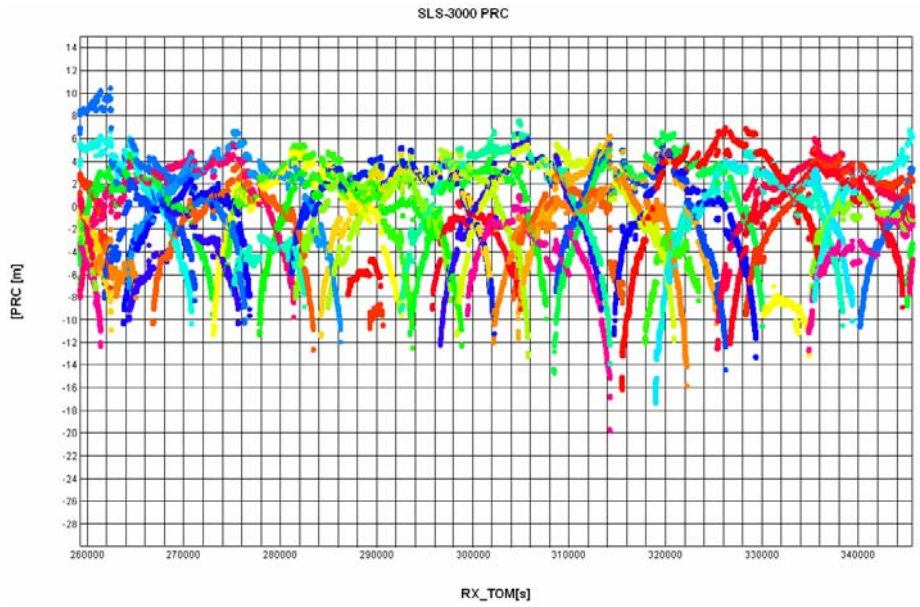


Abbildung 58: Simulierte Pseudorangekorrekturen

Die Verläufe der Korrekturen sind weitgehend ähnlich und liegen in einem ähnlichen Wertebereich. Es sind kleine Unterschiede in der Höhe der Korrekturen auszumachen. Die simulierten Schrägentfernungskorrekturen liegen teilweise höher. Dabei muss jedoch bedacht werden, dass für die Simulation der GBAS Schrägentfernungskorrekturen andere Empfänger, sowie andere Antennen an geringfügig anderen Antennenpositionen verwendet wurden. Die weiter zu negativen Werten ausgedehnten simulierten Pseudorangekorrekturen sind darauf zurückzuführen, dass die PolaRx Empfänger ohne Begrenzung des Elevationswinkels liefen, während die SLS-3000 Pseudorangekorrekturen erst ab einem Elevationswinkel von 5° berechnet.

Abbildungen 59 zeigt die GBAS Message Sequenz, wie sie vom GGC Modul erzeugt wird. Abbildung 60 zeigt die GBAS Message Sequenz der Bodenstation für jeweils 50 s.

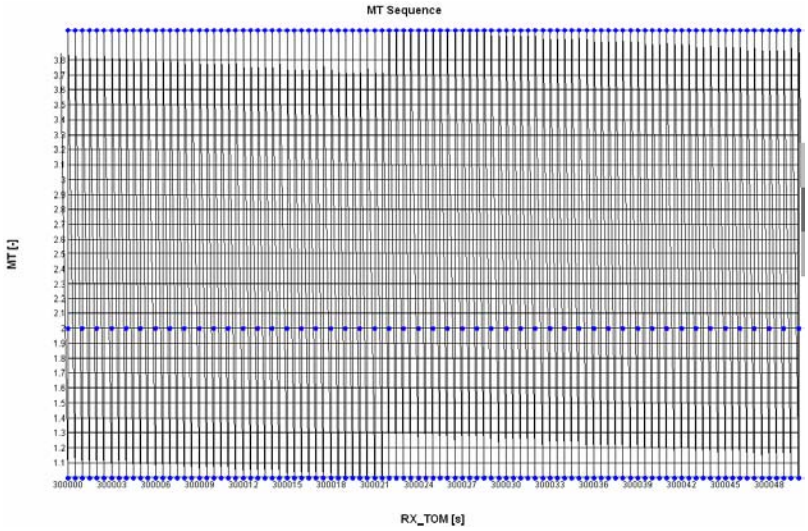


Abbildung 59: MT Sequenz der simulierten GBAS Messages

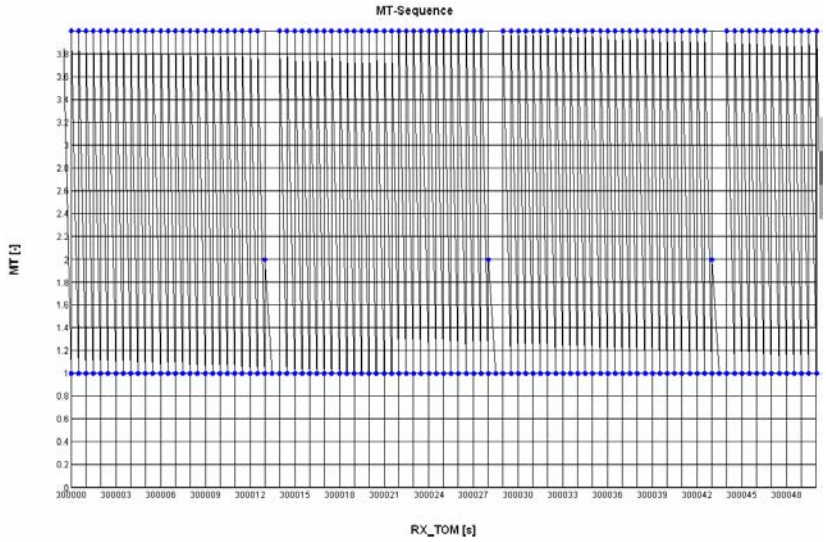


Abbildung 60: MT Sequenz der GBAS Messages der Bodenstation

Deutlich ist zu erkennen, dass die SLS-3000 den MT2 lediglich alle 15 s übermittelt. In den simulierten GBAS Messages findet diese Übermittlung einmal pro Sekunde statt.

In ED-114 (/6/) ist angegeben, dass der Zeitraum zwischen zwei MT 2 maximal 10 Sekunden betragen darf. Somit verhält sich die SLS-3000 in diesem Punkt nicht standardkonform.

Das Verhalten des MMR auf diese zu geringe MT 2 Update Rate kann D-7640 Borddatenauswertung entnommen werden. Ebenso ist dort ein Vergleich eines simulierten GBAS Processings mit den MMR Daten angegeben.

2.5.1.3 MESSKAMPAGNE IN EDFE 01/06 – VERGLEICH MEDLL UND CMC

Eine weitere Möglichkeit den Fehleranteil infolge Mehrwegeausbreitung zu bestimmen, ist der Multipath Estimating Delay-Lock-Loop (MEDLL) Empfänger. Dabei wird die Schrägentfernungsmessung in eine Komponente, die der direkten Verbindung zum Satelliten (Line-of-sight) und die Mehrwegekomponenten aufgeteilt (vgl. /48/). Ein solcher Empfänger ist bei EUROCONTROL im Einsatz. Dieser Empfänger wurde so modifiziert, dass er die Multipath Parameter ausgibt. Die Funktionsweise ist in /47/ dargestellt.

Die detaillierte Beschreibung dieser Versuche ist in D7630 (Bodendatenauswertung) erfolgt (/51/). Im Folgenden wird ein verkürzter Überblick gegeben.

Für den o.a. Vergleich wurden wieder Daten der GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 herangezogen. Die Daten wurden während der Messkampagne im Januar 2006 aufgezeichnet. Das grundsätzliche Setup war wieder das der Messkampagne im April 2005. An den RSMU Antennen wurden Zweifrequenzantennen platziert, an die Septentrio PolaRx Empfänger angeschlossen waren. Zusätzlich gelang es in dieser Versuchsreihe Datenaufzeichnungen mit dem MEDLL Equipment von EUROCONTROL durchzuführen, so dass dieser Vergleich möglich wurde. Detaillierte Informationen zum Novatel MEDLL Empfänger können /47/ und /48/ entnommen werden.

An RSMU 3 waren demzufolge im Einsatz:

• NovAtel Zweifrequenzantenne

• Septentrio PolaRx2(e)

• NovAtel MEDLL

Leider wurde nur an drei Tagen aufgezeichnet und diese nur abschnittsweise. Dennoch wurden diese Daten ausgewertet.

Für die Auswertung wurde das PEGASUS Multipath Modul verwendet.

Die Rohdaten lagen als binärcodierte Dateien mit einer Aufzeichnungsdauer von 1h vor. Diese wurden zunächst jeweils mit dem PEGASUS Dateimanager aneinandergefügt („Concatenate“).

Die resultierenden binär codierten Rohdatendateien wurden mit dem PEGASUS Modul „Convertor“ konvertiert.

Die Multipathauswertung wurde mit dem PEGASUS Modul „Multipath“ durchgeführt. Für die grafische Auswertung wurde das Modul „MFileRunner“ genutzt.

Das MEDLL Equipment mit seiner Narrow-Correlator Technik ermöglicht relativ detaillierte Einblicke bezüglich der Mehrwegeausbreitungsfehler.

Zunächst sei auf das in Abbildung 61 gezeigte Diagramm der Verzögerung der Mehrwegesignale hingewiesen. Die Verzögerung ist hier in einem Polardiagramm mit dem Azimutwinkel der Satelliten auf der Theta-Achse und dem Elevationswinkel auf der Rho-Achse als farbliche Codierung eingezeichnet.

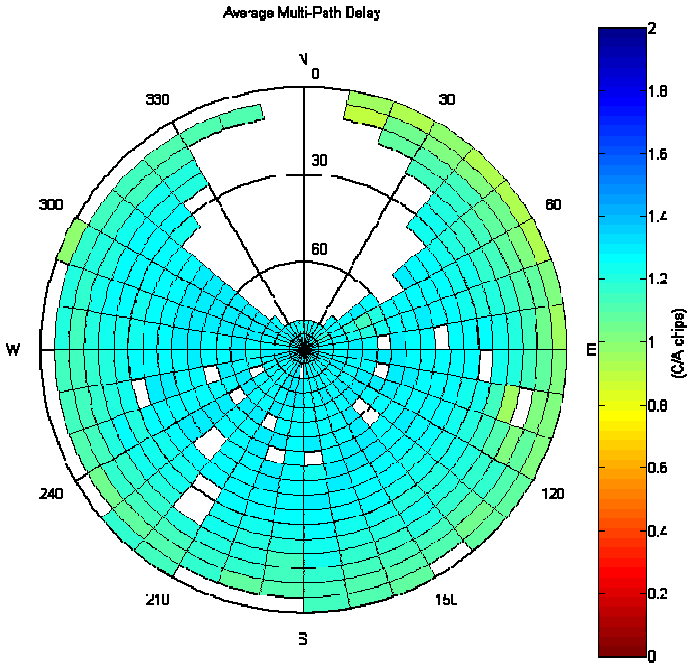


Abbildung 61: 1358-1-final-all-rsmu Multipath Delay

Gut zu erkennen ist eine Verringerung der Verzögerung der reflektierten Signale für tiefstehende Satelliten (kleinerer Elevationswinkel). Ebenfalls ist eine Verringerung der Verzögerung der reflektierten Signale im Bereich zwischen 100° und 110° Azimut und 20° bis 25° Elevation zu erkennen. Diese Winkelbereiche decken sich mit der Beobachtung gerichteter Mehrwegeausbreitungsfehler, wie sie anhand der Daten der Messkampagne im April 2005 mittels CMC Analyse gewonnen wurden. Diese Diagramme sind in Anhang 2 zu finden.

Die Chiplänge beträgt 977,52 ns (/56/). Durch Multiplikation mit der Lichtgeschwindikkeit c = 299792458 m/s lässt sich diese Dauer als Entfernung, die die reflektierten Signale zurücklegen, angeben. Dabei ergibt sich für eine Verzögerung von einem Chip eine Entfernung von 293 m. Für niedrige Elevationswinkel liegt die Verzögerung bei 0,8 chips, das

entspricht 234 m, für hohe Elevationswinkel beträgt die Verzögerung ca. 1,2 chips, das entspricht 351 m.

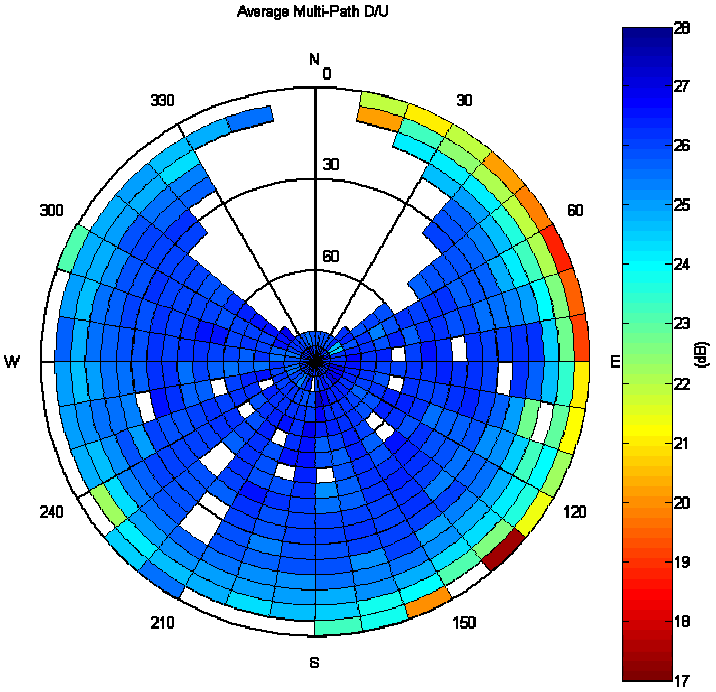


Abbildung 62: 1358-1-final-all-rsmu Multipath D/U Verhältnis

Abbildung 62 zeigt das logarithmische Pegelverhältnis von direkten Signal zu reflektiertem Signal in der Pseudoeinheit dB (D/U – **D**esired / **U**ndesired).

Für kleine Elevationswinkel kann eine Verringerung des D/U Verhältnisses beobachtet werden. Das bedeutet eine relative Zunahme des reflektierten Signals.

Für den Bereich, in dem gerichtete Mehrwegeausbreitungsfehler auftreten (100° und 110° Azimut und 20° bis 25° Elevation), kann eine Verringerung des D/U Verhältnisses beobachtet werden.

Die Spannweite der D/U Werte beträgt ca. 10 dB.

Abbildung 63 zeigt den resultierenden mittleren Schrägentfernungsmessfehler aufgrund von Mehrwegeausbreitungseinflüssen. Insbesondere in nordöstlicher Richtung kann für tiefstehende Satelliten eine Zunahme des Einflusses beobachtet werden.

Für große Elevationswinkel geht der mittlere Schrägentfernungsmessfehler gegen Null.

Für den Bereich, in dem gerichtete Mehrwegeausbreitungsfehler auftreten (100° und 110° Azimut und 20° bis 25° Elevation), ist eine Zunahme der Schrägentfernungsmessfehler sichtbar.

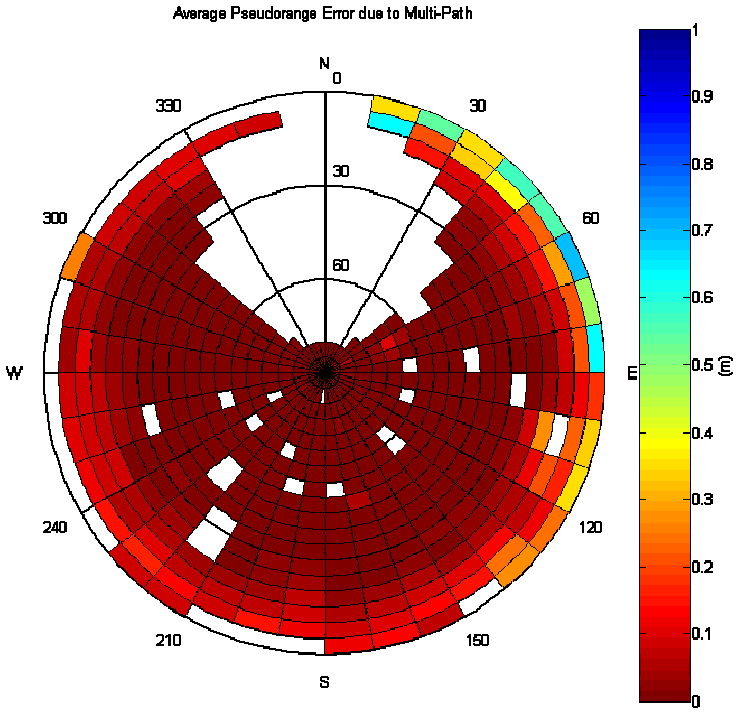


Abbildung 63: 1358-1-final-all-rsmu Pseudorangefehler aufgrund von Multipath

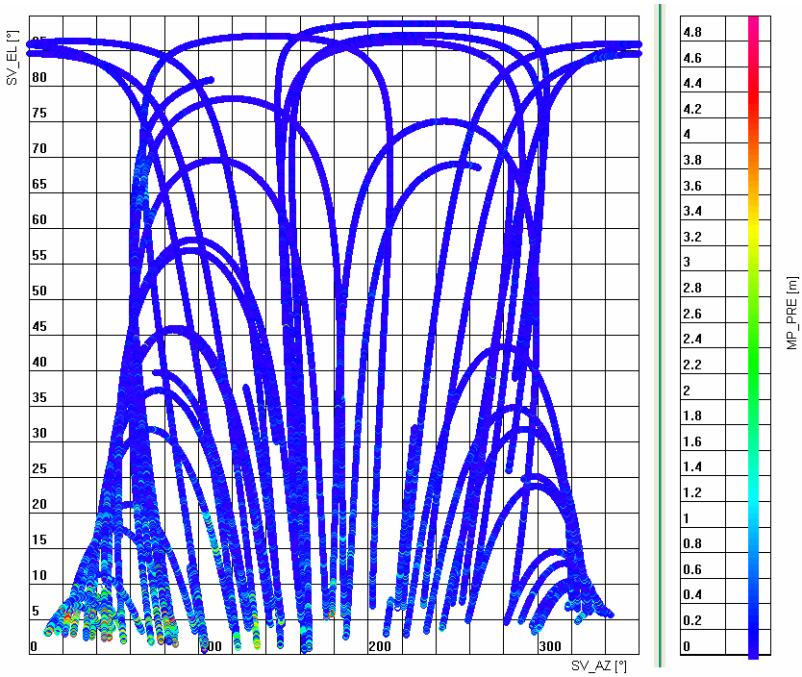


Abbildung 64: 1358-1-final-all-rsmu Multipathrichtungen

Die in Abbildung 64 gezeigten Multipathrichtungen zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen der CMC Analyse.

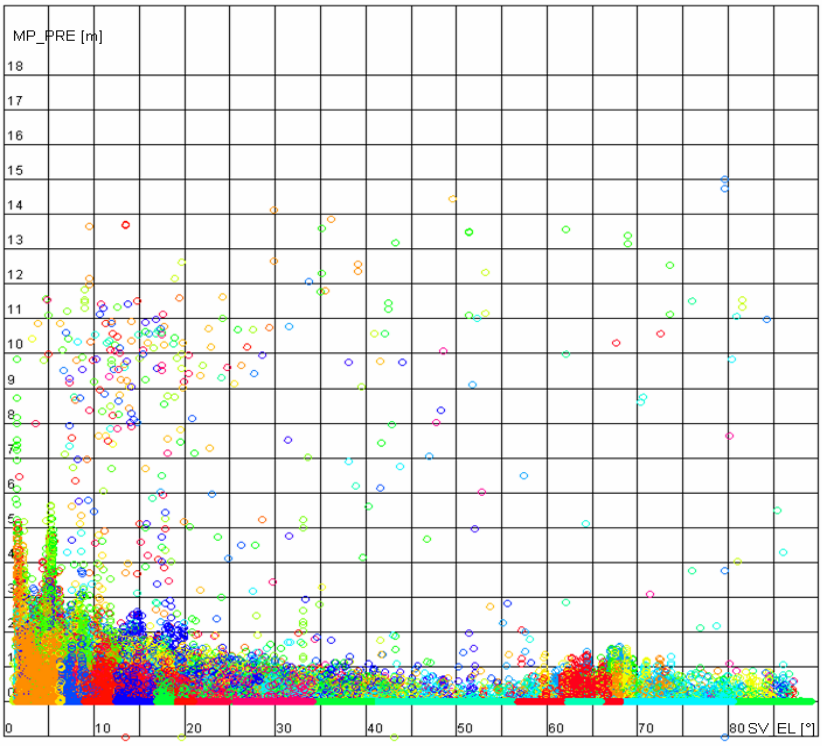


Abbildung 65: 1358-1-final-all-rsmu Multipathfehler über Elevationswinkel

Abbildung 65 zeigt die Verteilung der Schrägentfernungsmessfehler über den Elevationswinkel. Hier ist die Zunahme der Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung sehr gut zu sehen. Ebenfalls erkennbar ist eine leichte Erhöhung der Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung um Elevationswinkel von 65°.

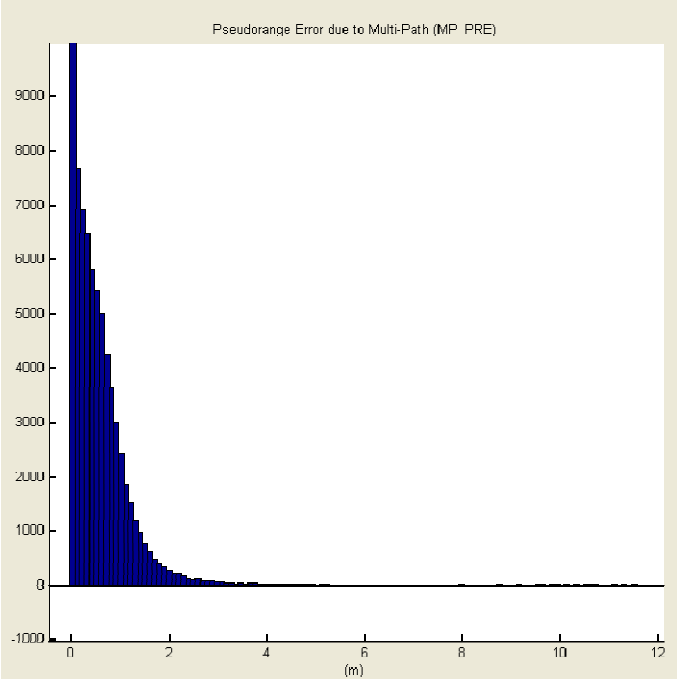


Abbildung 66: 1358-1-final-all-rsmu Histogram der Pseudorangefehler aufgrund von Multipath

Abbildung 66 zeigt das Histogram der Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung. Dabei handelt es sich um eine vergrößerte Darstellung. Das Maximum (0) liegt bei 900000. Es ist eine Überlagerung mehrerer Verteilungen erkennbar.

Der Balken für nichtvorhandene Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung befindet sich bei x = 0. Ferner folgt eine Normalverteilung, welche von den gemessenen Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung stammt. Zusätzlich sind am Rand die Werte zu erkennen, die in Abbildung 65 den zufällig verteilten „Punkten“ entsprechen und wahrscheinlich auf Processingfehler des MEDLL Empfängers zurückzuführen sind. Die einzelnen Werte höherer Schrägentfernungsmessfehler infolge Mehrwegeausbreitung, die sich vom Elevationswinkel unabhängig zeigen und eher zufällig verteilt sind, rühren höchstwahrscheinlich von Processingfehlern des MEDLL Equipments her.

An RSMU 3 sind die Einflüsse gerichteter Mehrwegeausbreitungseinflüsse geringer ausgeprägt als an RSMU 2, (s. Abschnitt 3.5 und Anhang 2). Dennoch konnte in den entsprechenden Azimut- und Elevationswinkelbereichen auch in den MEDLL Ergebnissen der gerichtete Mehrwegeausbreitungseinfluss nachgewiesen werden.

Auch die Verteilung der Schrägentfernungsmessfehler infolge von Mehrwegeausbereitungseinflüssen über dem Elevationswinkel entspricht dem theoretisch zu erwartenden Bild und den Ergebnissen der CMC Analyse. Lediglich eine leichte Erhöhung der Schrägentfernungsmessfehler infolge von Mehrwegeausbereitungseinflüssen um 65° war in den CMC Ergebnissen nicht beobachtbar. Die Ursache für diese Erhöhung ist unklar.

Eine Bestimmung der statistischen Verteilung der Schrägentfernungsmessfehler infolge von Mehrwegeausbereitungseinflüssen war anhand diese Daten nicht möglich, da die Ergebnisse beider MEDLL Datensaätze leich differieren. Multipathfehler an statischen Antennen wiederholen sich jedoch alle 24 h. Für eine fehlerfreie Messung hätten identische Messwerte vorliegen müssen. Wegen der prinzipiell guten Übereinstimmung der CMC Ergebnisse mit den MEDLL Ergebnissen scheint es gerechtfertigt anhand der Ergebnisse der CMC Analyse die Verteilung der Schrägentfernungsmessfehler infolge von Mehrwegeausbereitungseinflüssen zu bestimmen. Hierbei ist zu beachten, dass in den CMC Werten die Kombination aus Mehrwegeausbreitungseinflüssen und Empfängerrauschen enthalten ist. Das stellt jedoch keinen Nachteil dar, da das entsprechende Makromodell zur Berechnung der Protection Level ebenfalls Schrägentfernungsmessfehler infolge von Mehrwegeausbereitungseinflüssen kombiniert mit dem Empfängerrauschen bestimmt.

2.5.1.4 BODENDATENAUSWERTUNG EDDW - VERGLEICH VERSCHIEDENER FILTERTOPOLOGIEN FÜR DAS PEGASUS MULTIPATH MODULE

In Vorbereitung der Installation der GBAS Bodenstation am Flughafen Bremen wurden im Juni 2006 Messungen an den Aufstellungsorten der Referenzantennen mit einer Multipath Limiting Antenna (MLA) durch Honeywell durchgeführt. Anhand der Daten, die an der Position aufgezeichnet wurden, die für RSMU3 vorgesehen ist, wurde ein Vergleich verschiedener Code-Minus-Carrier Analyse Verfahren, unter besonderer Beachtung verschiedener PEGASUS CMC Filter, durchgeführt. Das Hauptaugenmerk lag dabei auf dem Einfluss, den die verschiedenen Filter Algorithmen auf die Standardabweichung der CMC Werte haben. Die Bestimmung des Einflusses der Multipathrichtungen war anhand der in Bremen aufgezeichneten Daten, wegen fehlender gerichteter Mehrwegeausbreitung nicht möglich. Die an den RSMU-Positionen aufgezeichneten Daten enthalten Codemessungsschrägentfernung und Trägerphasendaten der L1 Trägerfrequenz. Die für diese Auswertung verwendeten Daten decken einen Zeitbereich von 24 Stunden ab.

Zwei Processing-Optionen für die CMC-Analyse Der Bremer Daten wurden genutzt. Die erste Option war die Nutzung eigener MATLAB Tools (/50/ und Abschnitt 3.5.4.2). Die zweite Option stellte PEGASUS V 4.2 mit dem Multipath Modul unter Verwendung verschiedener CMC Glättungsfilter dar.

Um die Daten mit dem EUROCONTROL PEGASUS Multipath Modul bearbeiten zu können, wurde ein MATLAB Skript erstellt, welches die benötigten Informationen (also Pseudorange und Trägerphasendaten) in eine PEGASUS Rohdatendatei (*_cnv.rng) exportiert.

Zusammen mit BRDC Ephemeriden liegen damit alle benötigten Informationen für das Multipath Modul vor.

Das Multipath Modul wurde so konfiguriert, dass die CMC Werte den Filteralgorithmus durchlaufen. Diese Option erlaubt es, eine benutzerdefinierte Filterung der CMC Werte vorzunehmen. Damit können ein längerfristiger Bias und Sprünge in den CMC Werten unterdrückt werden. Der Filter wird über eine ASCII Datei mit den Filterkoeffizienten bedient (cmc_filter.cfg).

Zusammen mit den PEGASUS Tools wird ein Filter ausgeliefert. Dieses Standardfilter der PEGASUS Version 4.2 ist ein Hochpass erster Ordnung (s. Abbildung 67, schwarze Kurve). Die Filterkonfiguration im PEGASUS 4.12 Verzeichnis beschreibt ein Bandpassfilter. Dieses wurde als Finite Impulse Response (FIR) Filter mit 300 Koeffizienten definiert (s. Abbildung 67, rote Kurve). Dieses Filter weist eine Dämpfung von 6 dB im Durchlassbereich auf. Daher wurde ein alternatives Bandpassfilter ohne Dämpfung im Durchlassbereich implementiert (s. Abbildung 67, blaue Kurve). Abbildung 68 zeigt die Amplitudenspektren. Die Amplitudenspektren der CMC Werte, die mit den verschiedenen Filtern gewonnen werden, können den Abbildungen 68 bis 70 entnommen werden. Die gefilterten CMC Werte wurden für die grafische Auswertung wieder in MATLAB importiert. Die Schritte der grafischen Auswertung entsprechen den im vorangegangenen Abschnitt dargelegten.

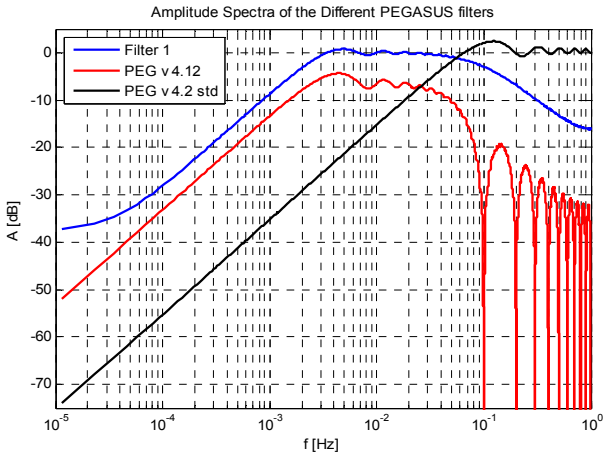


Abbildung 67: Amplitudenspektren der verschiedenen Filter

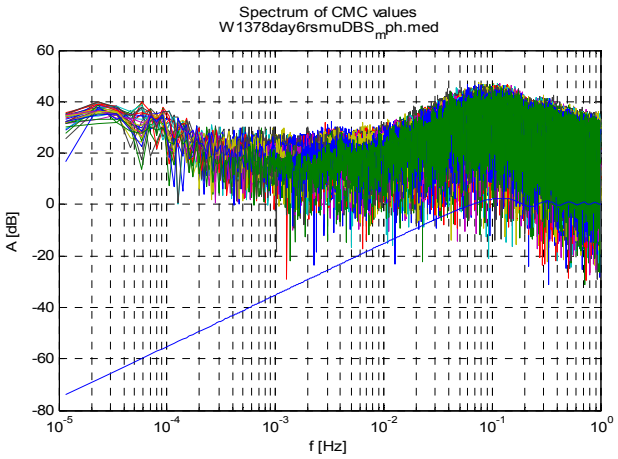


Abbildung 68: Amplitudenspektrum der CMC Werte geglättet mit dem PEGASUS V4.2 Standard Filter

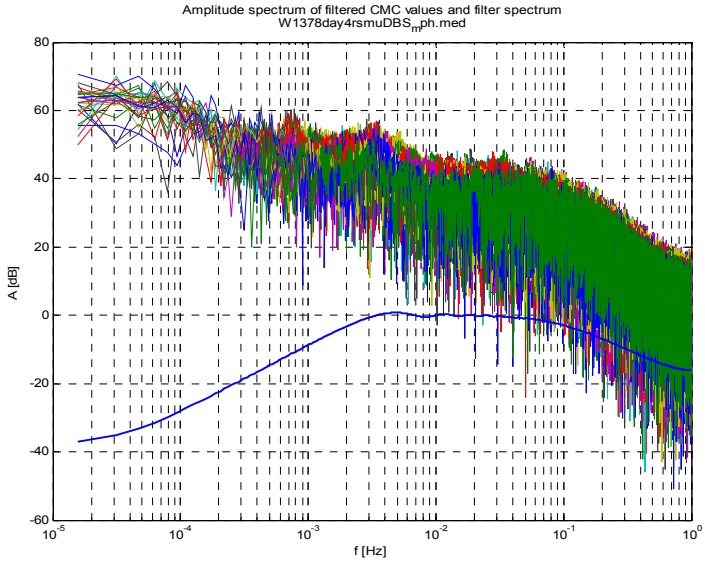


Abbildung 69: Amplitudenspektrum der CMC Werte geglättet mit dem PEGASUS V4.12 Filter

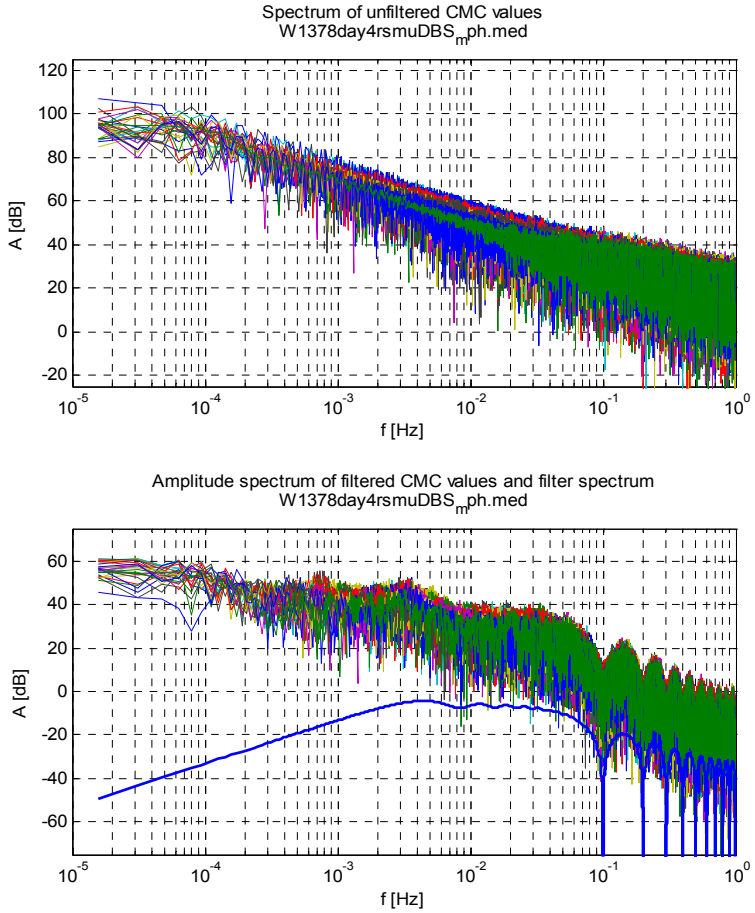


Abbildung 70: Amplitudenspektren der CMC Werte ungefilter (oben) und mit alternativem Filter geglättet (unten)

Zunächst sollen die Ergebnisse des MATLAB Processings gezeigt werden.

Abbildung 71 zeigt die Ergebnisse für die DBS Antenne. Diese liefert Werte für den Elevationswinkelbereich von 5° bis 35°. Mit diesem Processing liegen die RMS Werte für Elevationswinkel größer 8° knapp unter der GAD C4 Kurve.

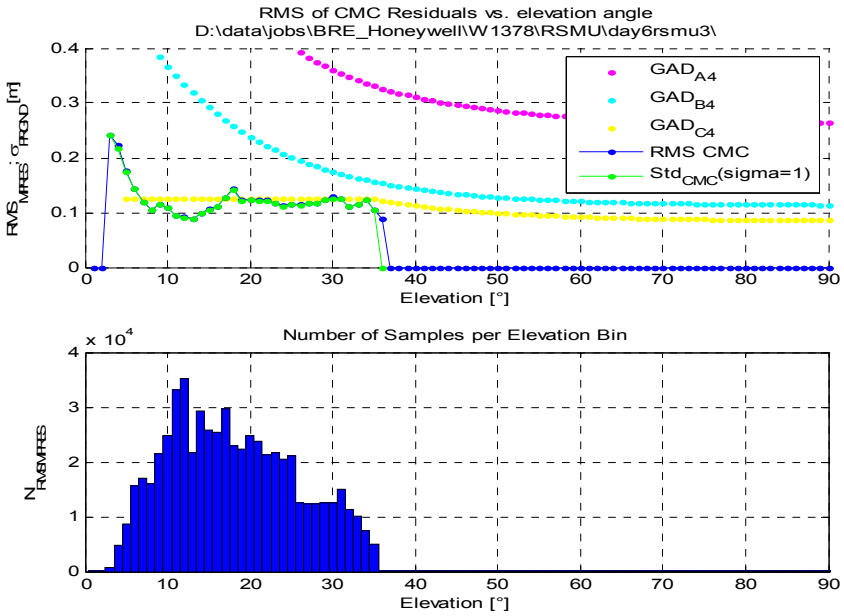


Abbildung 71: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne

Abbildung 72 zeigt die Ergebnisse für die HZA Antenne. Diese liefert Werte für den Elevationswinkelbereich von 25° bis 90°. Mit diesem Processing liegen die RMS Werte für Elevationswinkel größer 35° knapp unter der GAD B4 Kurve. Alle CMC Werte sind kleiner als die GAD A4 Kurve.

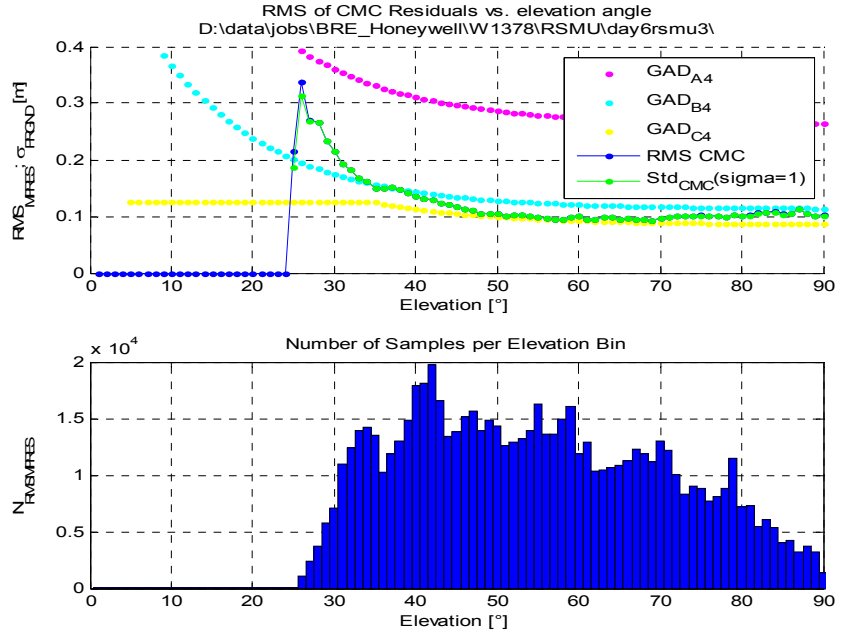


Abbildung 72: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne

2.5.1.5 PEGASUS PROCESSING

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse des PEGASUS Processings gezeigt.

Die beiden folgenden Abbildungen (Abbildung 73 und 74) zeigen die Ergebnisse mit dem PEGASUS V 4.12 Filter. Gut zu erkennen ist, dass die RMS Werte der CMC Werte kleiner als die des MATLAB Processings sind. Die RMS Werte der CMC Werte sind knapp halb so groß wie im MATLAB Processing. Der Kurvenverlauf ist sehr ähnlich.

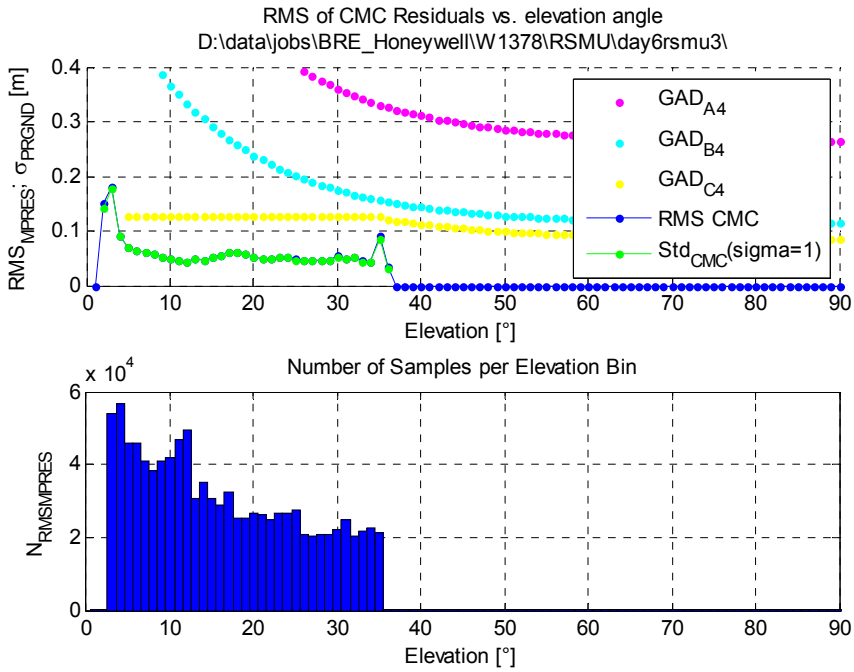


Abbildung 73: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne, PEGASUS V 4.12 Filter

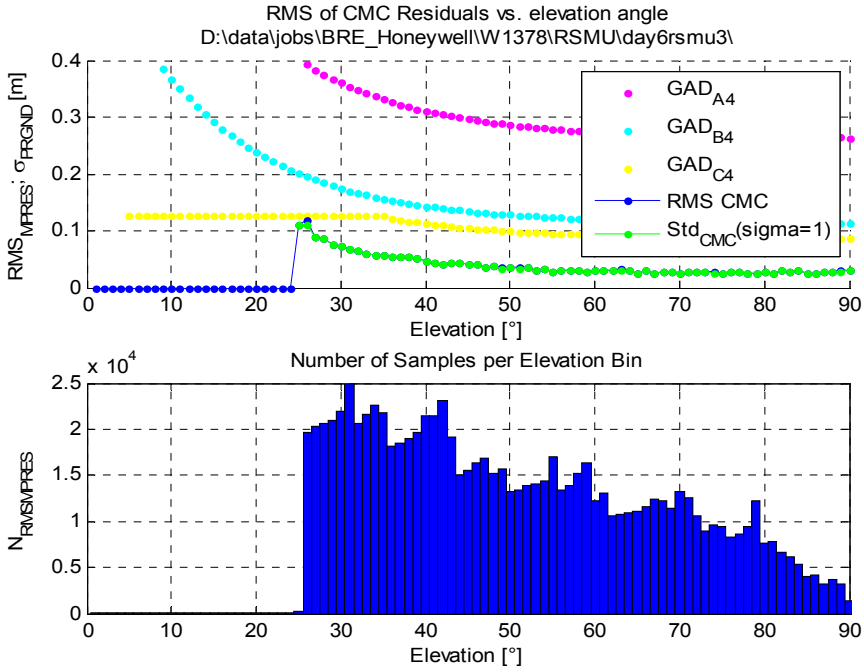


Abbildung 74: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne, PEGASUS V 4.12 Filter

Die Ergebnisse, die mit dem PEGASUS V 4.2 Standard Filter erzielt wurden sind in den Abbildungen 75 und 76 gezeigt. Die Größe der RMS Werte entspricht dem MATLAB Processing. Der Kurvenverlauf sieht dem des MATLAB Processing ähnlich, weist jedoch einige Unterschiede auf, wie die stärkere Welligkeit über den Elevationswinkel bei den

Ergebnissen der DBS Antenne und den stärkeren Anstieg zu höheren Elevationswinkeln bei der HZA Antenne.

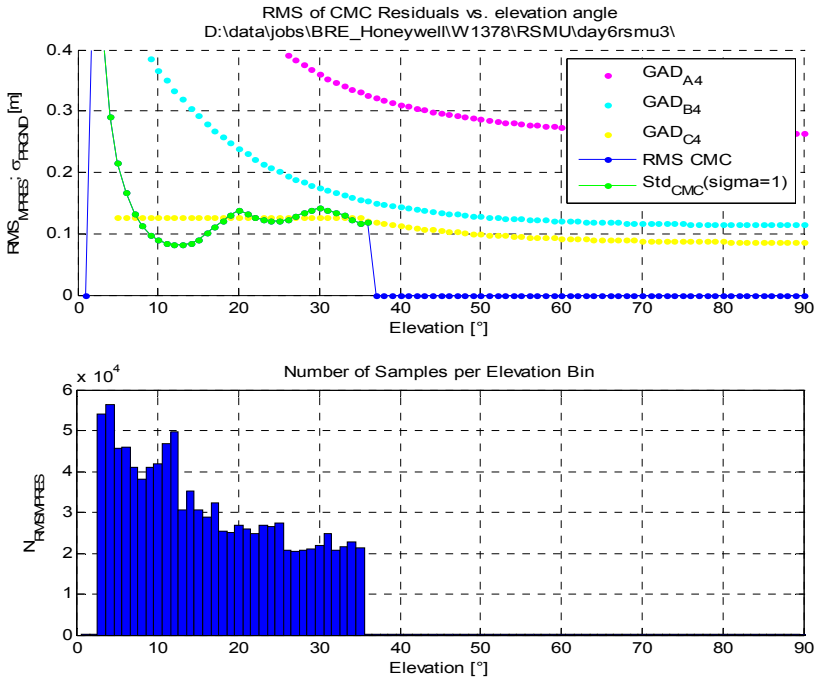


Abbildung 75: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne, PEGASUS V 4.2 Filter

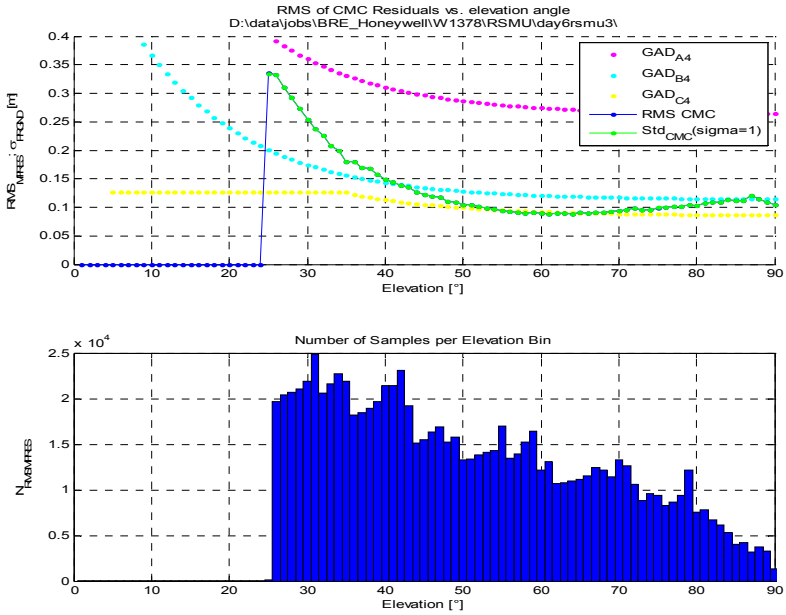


Abbildung 76: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne, PEGASUS V 4.2 Filter

Die in den Abbildungen 77 und 78 gezeigten Ergebnisse mit dem Filter 1 weisen die größte Übereinstimmung mit dem MATLAB Processing auf.

Sowohl die Größe, als auch der Kurvenverlauf stimmen mit dem MATLAB Processing sehr gut überein.

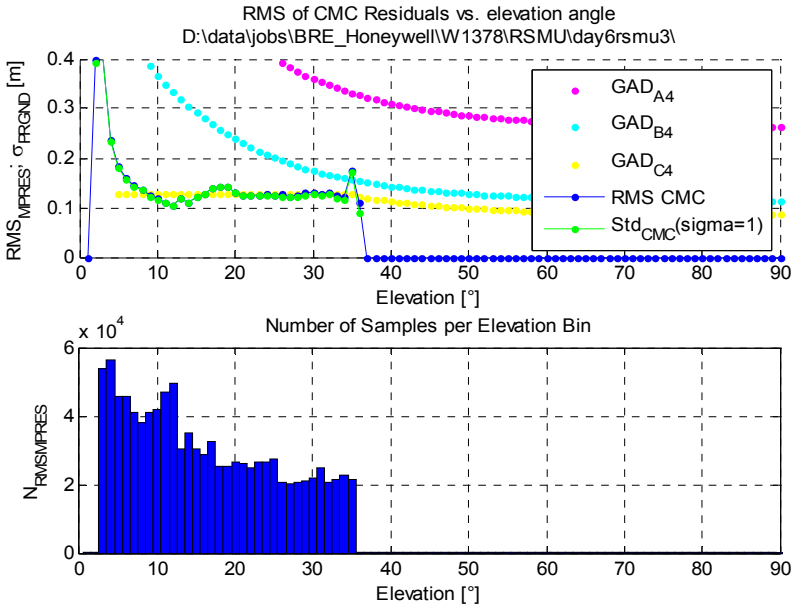


Abbildung 77: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, DBS-Antenne, Filter 1

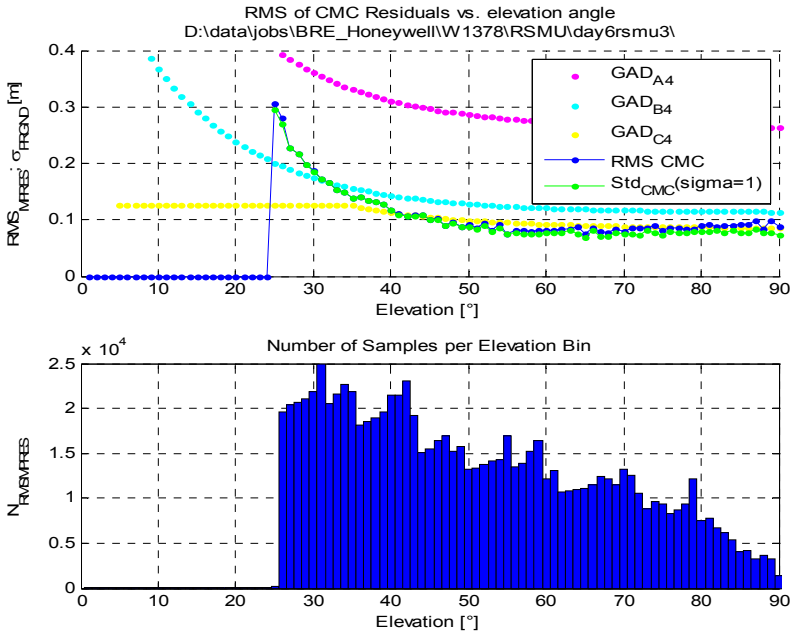


Abbildung 78: RMS Werte der CMC Werte über Elevationswinkel, RSMU3, day 5&6, HZA-Antenne, Filter 1

Grundsätzlich zeigen die mit den verschiedenen Processing Optionen erzielten Ergebnisse ähnliche Resultate. Vor allem für die DBS Antenne sind die geringeren Werte um 10° und der starke Anstieg der Kurven für Elevationswinkel kleiner 8° gut zu erkennen, was mit den Honeywell Ergebnissen gut übereinstimmt. Die absolute Größe der CMC Werte, die mit dem MATLAB Processing erzielt wurden, entspricht nahezu dem Doppelten derer von Honeywell. Die Ergebnisse Honeywells basieren auf geglätteten Schrägentfernungen, was die wahrscheinlichste Ursache für die Diskrepanz in den Werten ist. Das MATLAB Processing basiert auf ungeglätteten Schrägentfernungsmessungen. Zum Zeitpunkt der Durchführung der hier dokumentierten Arbeiten waren Details zum verwendeten Honeywell Processing unbekannt. Unterschiede können sich jedoch auch infolge unterschiedlicher Verarbeitungsdetails im CMC Algorithmus ergeben. Das betrifft vor allem das Eliminieren von Cycle Slips und der Trägerphasenmehrdeutigkeit.

Die Kurvenverläufe der Ergebnisse der Verarbeitung mit den PEGASUS Tools weisen ebenfalls eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen des MATLAB Processings auf. Differenzen ergeben sich in den absoluten Werten der RMS Werte der CMC Werte. Wie erwartet liegen die RMS Werte der CMC Werte, die mit dem alternativen Bandpassfilter (Filter1), welches 0 dB Dämpfung im Durchlassbereich aufweist, in der Größenordnung derer des MATLAB Processings. Ebenso stellt sich die Situation für das PEGASUS V4.2 Filter (Hochpass, 0 dB Dämpfung im Durchlassbereich) dar. Die Ergebnisse, die mit dem PEGASUS V 4.12 Filter (Bandpass mit 6 dB Dämpfung im Durchlassbereich) erzielt wurden, liegen in der Größenordnung der Werte Honeywells, sind jedoch kleiner als diese.

Die unterschiedlichen Filter haben keinen Einfluss auf das allgemeine Verhalten der Standardabweichung der CMC Werte. Die Kurvenverläufe bzw. die Kurvenform der Standardabweichungen der CMC Werte sind nahezu identisch und unterscheiden sich lediglich in ihren absoluten Werten.

Für das PEGASUS Multipath Modul sollte ein Bandpassfilter gefunden werden, das eine untere Grenzfrequenz aufweist, die tief genug liegt um die ionosphärischen Fehler zu unterdrücken, jedoch länger andauernde Mehrwegeausbreitungsfehler nicht berührt. Die obere Grenzfrequenz sollte die Trägerphasenglättung berücksichtigen. Mit einer Zeitkonstante des Trägerphasenglättungsfilters von 100 s ergibt sich eine obere Grenzfrequenz von 0,01 Hz. Betrachtet man die Amplitudenspektren geglätteter Schrägentfernungsmessungen ist ein Amplitudenabfall von 40 dB/decade zu hohen Frequenzen hin feststellbar. Das bedeutet ein Tiefpass zweiter Ordnung mit einer Grenzfrequenz von 0,01 Hz wäre nötig, um das Verhalten des Trägerphasenglättungsfilters zu simulieren. Diese Frequenz liegt jedoch noch im Bereich der ansteigenden Flanke des Hochpasses der für die Unterdrückung ionosphärischer Fehler zuständig ist. In der Kombination ergäbe sich eine Dämpfung im Durchlassbereich.

Betrachtet man zusätzlich die in D7630, Anhang 8 (/51/) gezeigten Ergebnisse an den anderen RSMU Positionen, so bestätigt dies das Vorstehende. Es kann außerdem festgestellt werden, dass die für die Referenzantennen vorgesehenen Positionen frei von direkten Mehrwegeausbreitungsfehlern sind. Die verbleibenden Fehleranteile infolge von (diffuser) Mehrwegeausbreitung und Empfängerrauschen liegen mit angewandter Trägerphasenglättung unter der GAD C4 Kurve und damit auf sehr niedrigem Niveau.

2.5.2 BORDDATEN

2.5.2.1 MESSKAMPAGNE IN EDDF 04/05

.1 Vergleich von statischen MMR Messungen mit Z-Sensor Messungen

Das Vorgehen bei der Datenauswertung ist in Abbildung 79 gezeigt.

Die Verwendung der genutzten Tools, die im Rahmen des K-ATM / GBAS Projektes durch die TU Berlin entwickelt wurden, wird in D7620 (/50/) erläutert. Die EUROCONTROL PEGASUS Tools sind in (/12/) dokumentiert.

Für die Auswertung wurden die EUROCONTROL PEGASUS Tools genutzt. Daher müssen sämtliche aufgezeichnete Daten zunächst in das PEGASUS Dateiformat konvertiert werden.

Die Konvertierung der MMR Rohdaten erfordert die Verwendung mehrerer Tools (s. D7620). Zunächst muss mit den Condor Eng. „ARINC Bus Tools“ die UTC des Beginns der Aufzeichnung bestimmt werden. Diese Anfangszeit wird in eine GPS Zeit konvertiert und dem Tool „mmrthing“ als Kommandozeilenparameter übergeben. Die Zeitumrechnung kann z.B. mit den MATLAB Funktionen „gd2jd“ und „jd2gps“ oder dem PEGASUS „Tzolkien“ Modul geschehen (nicht in Abbildung 79 eingezeichnet). Anschließend können die Binärdatenaufzeichnungen des MMR mit dem PEGASUS „Convertor“ Modul konvertiert werden.

Da das PEGASUS „Convertor“ Modul in der für die Auswertung genutzten Version V4.x nicht alle interessierenden MMR Daten konvertierte, wurde das Tool „read_xpl_dev“ für diesen Zweck genutzt.

Mit dem Tools „add_pos“ wurde eine um die mit „read_xpl_dev“ Daten erweiterte Datei mit Positionsdaten geschrieben.

Um das MMR Fehlerverhalten untersuchen zu können, wurde der Inhalt der DGPS Status Meldung mit „write_DGPS_STAT“ in eine Datei geschrieben.

Für die grafische Auswertung wurde MATLAB genutzt.

Die Konvertierung der vom MDES aufgezeichneten ASCII-Daten des Ashtec Z-Sensor GPS Zweifrequenzemfänger wurde mit dem an der TU Berlin entwickelten Tool „zconv“ bewerkstelligt. Die Verwendung ist in D 7620 (/50/) beschrieben.

Die vom Telerad VDB Empfänger aufgezeichneten GBAS Messages sind nach Konvertierung mittels „stnathing“ und dem PEGASUS Convertor Modul der weiteren Auswertung mit den PEGASUS Tools zugänglich.

Für die GBAS Simulation wurde mit den konvertierten Dateien im PEGASUS GNSS Solution Modul ein GBAS Processing nachgestellt.

Für die grafische Auswertung wurde das Modul MFileRunner genutzt.

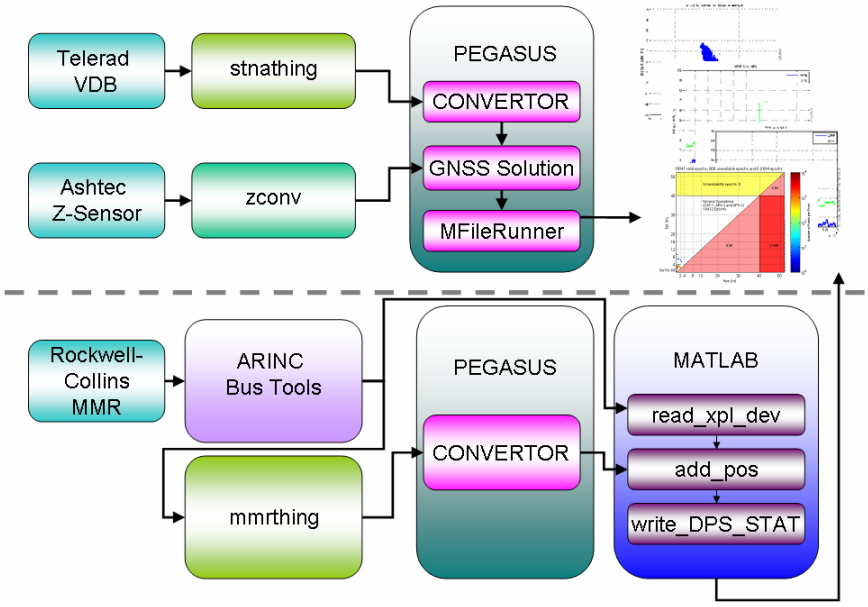


Abbildung 79: Übersicht über die Datenauswertung der MMR und Z-Sensor Daten

Für den Vergleich von Rockwell GBAS MMR und simuliertem GBAS Empfänger liefen der Z-Sensor und MMR gemeinsam an der Z-Sensor Antenne. Für die Auswertung wurden statische Daten vom 14.04.2005 genutzt. Die Auswertung basiert auf folgenden Rohdatendateien:

- ZSensor.2005_0414_0829
- mmr050414_0826
- vdb20050414_0829utc

Abbildung 80 zeigt den Vergleich der horizontalen Positionsfehler für das simulierte GBAS Processing und die MMR Aufzeichnung.

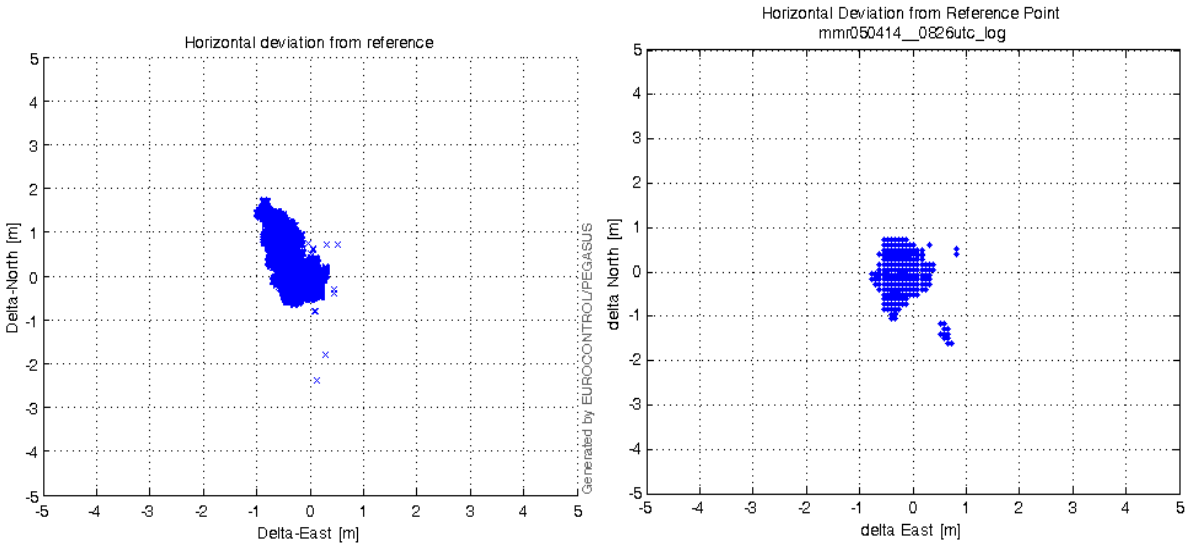


Abbildung 80: Horizontaler Positionsfehler (links: Simulation mit Z-Sensor, rechts: MMR)

Die horizontalen Positionsfehler liegen in der gleichen Größenordnung und bei beiden Empfängern in westliche Richtungen verschoben. Die Größenordnung der Fehler bewegt sich größtenteils innerhalb von +- 1 m. Auch die Ausreißer liegen an nahezu identischen Positionen. Die Form der Punktewolke differiert leicht. Für das simulierte GBAS Processing ergibt sich eine leicht längliche Form. Hier scheint ein gewisses Maß an Korrelation zwischen den Positionsfehlern in Ost-West und Nord-Süd Richtung zu bestehen.

In Abbildung 81 ist der Vergleich des horizontalen Positionsfehlers mit dem horizontalen Protection Level (HPL) dargestellt. Auch hier ist wieder eine prinzipiell gute Übereinstimmung der Simulation mit den aufgezeichneten Daten des MMR zu erkennen. Unterschiede existieren dennoch, die simulierten HPL sind durchgängig etwas niedriger, als die gemessenen. Zu den Zeiten, zu denen eine Erhöhung des Positionsfehlers beobachtbar ist, steigt der HPL. Dies jedoch in wesentlich geringerem Maß in der Simulation. Die gemessenen HPL erreichen ihren Maximalwert. Es scheint, als würde der MMR HPL die größer als das Alert Limit (AL) sind prinzipiell auf den maximal möglichen Wert setzen. Wenn dabei die Time To Alert (TTA) überschritten wird, müsste ein Anflug abgebrochen werden.

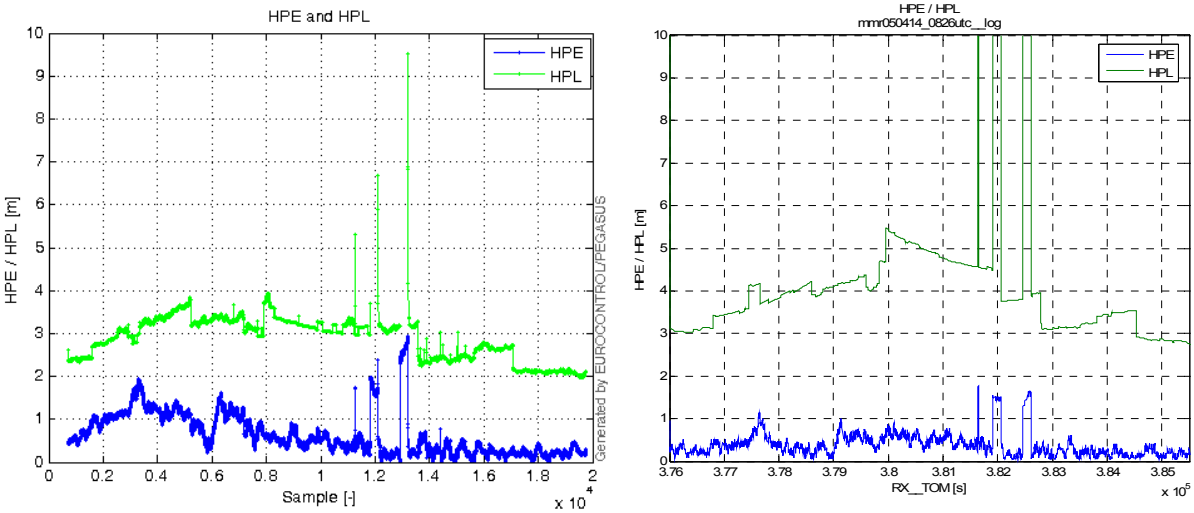


Abbildung 81: horizontaler Positionsfehler und HPL (links: Simulation mit Z-Sensor, rechts: MMR)

Mit den kleineren HPL, die in der Simulation ausgegeben werden, wird der Anspruch der Simulation – ein den Minimalanforderungen genügenden MMR nachzubilden – gerecht. Im Sinne einer Worst-Case Abschätzung ist dieses Verhalten wünschenswert. Im Gegenzug ist für den MMR die stärkere Erhöhung des HPL im Sinne sicheren Verhaltens korrekt.

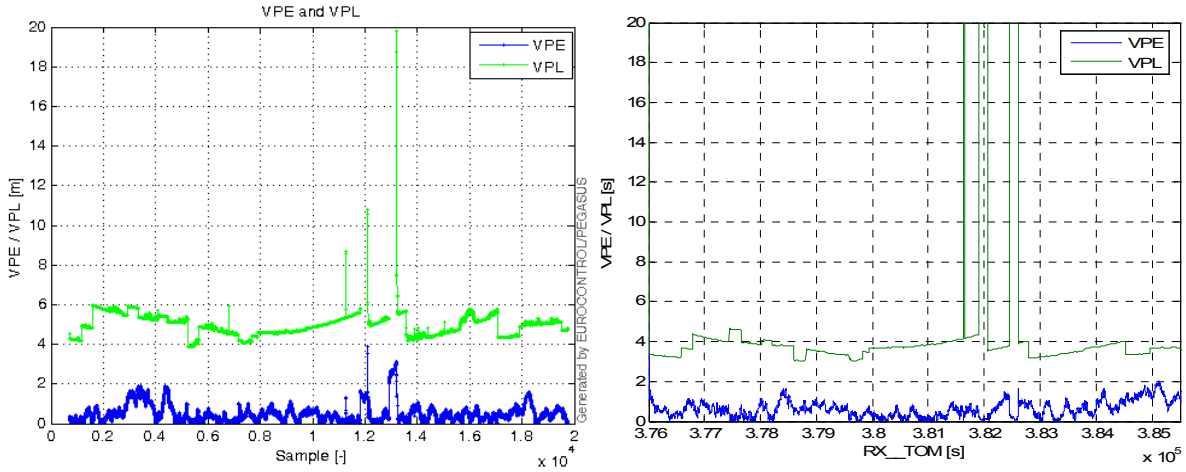


Abbildung 82: vertikaler Positionsfehler und VPL (links: Simulation mit Z-Sensor, rechts: MMR)

Das in Abbildung 82 gezeigte vertikale Verhalten deckt sich weitgehend mit dem horizontalen Verhalten in Abbildung 81. Allerdings sind die gemessenen VPL zu Zeiten normalen Betriebs kleiner, als die Simulierten. Für den anomalen Betrieb bei erhöhtem VPL zeigt sich wieder vorstehend beschriebenes Verhalten. Der VPL erreicht den Maximalwert. Interessanterweise zeigt sich hier keine Erhöhung des vertikalen Positionsfehlers, im Gegensatz zur Simulation. Der vertikale Positionsfehler der Simulation entspricht weitgehend dem der Messung und ist größtenteils jeweils kleiner als 2m.

Um festzustellen, warum die Protection Level erhöht waren, wurde die Aufzeichnung der MMR Status Informationen (DGPS_STAT) ausgewertet. Im DGPS_STAT-Wort, sind verschiedene Zustände binär kodiert festgehalten. Im normalen Betrieb sollte kein Bit gesetzt sein. Bei Störungen gibt die Stelle, an der das Bit gesetzt wird Aufschluss über die Art der Störung. Abbildung 83 zeigt den Verlauf des von einer binär kodierten Zahl in eine Dezimalzahl konvertierten DGPS_STAT. Deutlich zu erkennen sind die drei Bereiche erhöhter Werte. Diese korrespondieren mit den Zeiten erhöhter Protection Level. Dabei sind folgende Bits gesetzt:

```
"1010000000000000";"GLS configuration invalid"
"1010000000000000";"outside PAR"
```

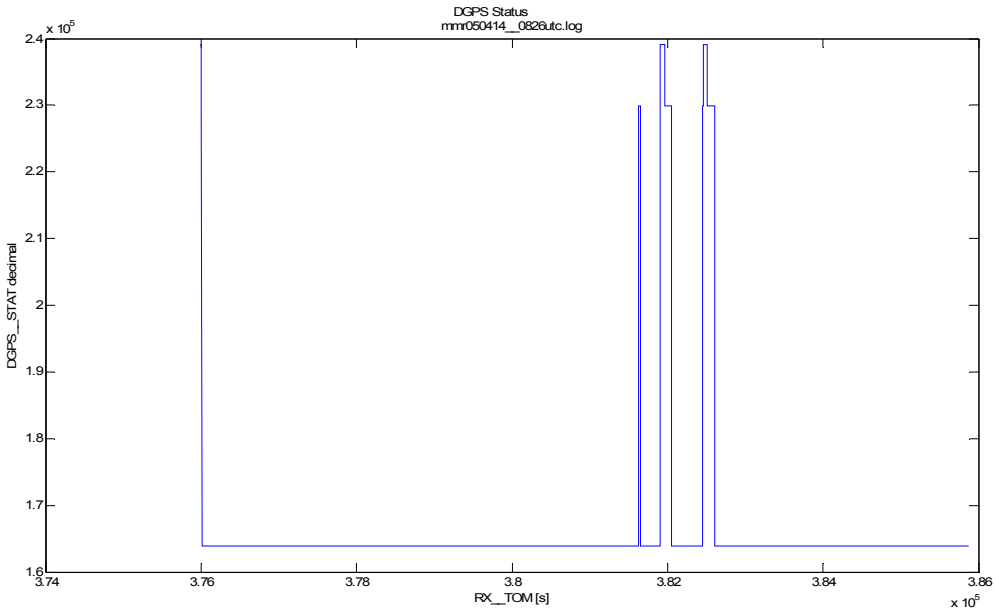


Abbildung 83: Verlauf des DGPS_STAT

Zu Zeiten erhöhter DGPS Status Werte sind folgende zusätzliche Bits gesetzt:

Erster Wechsel:

```
1318;381626.125950;"11100000010010000000";"GLS configuration invalid"
1318;381626.125950;"11100000010010000000";"not in vertical guidance
availability region"
1318;381626.125950;"11100000010010000000";"outside PAR"
1318;381626.125950;"11100000010010000000";"fewer than 4 SV corrections"
1318;381626.125950;"11100000010010000000";"IODE/CRC mismatch"
```

Für die weitere Auswertung wurde der VHF Datenbroadcast herangezogen. Die Auswertung der GBAS Transmission Sequenz Datei des VDB (vdb20050414_0829utc.vdb.gmt, Konvertiert aus vdb20050414_0829utc.vdb mit dem PEGASUSV4 convertor Modul) und der SLS message transmission sequence (SLS_FRA_MT_2005_0414_0000.id2_57.gmt), wie sie von der Bodenstation aufgezeichnet wurde, ergab Probleme mit der VDB Übertragung der Bodenstation.

Die GBAS Bodenstation weist regelmäßig auftretende Unterbrechungen in der VDB Übertragung auf (s. D-7630, /51/). Diese Unterbrechungen werden vom MMR registriert. Ohne aktuelle Korrekturinformationen kann keine gültige GBAS Position errechnet werden. Die Korrekturinformationen des MT1 verlieren nach 3,5 s ihre Gültigkeit. Der MMR reagiert mit einem Anstieg der horizontalen und vertikalen Protection Level, sowie mit Setzen der entsprechenden Statusbits im DGPS Status Wort. Unter Berücksichtigung der Gültigkeitsdauer der letzten MT1 erfolgt die Warnung durch Setzen der Bits in allen Fällen rechtzeitig.

Wäre dieses Verhalten im Betrieb des GBAS aufgetreten, würden dadurch Kontinuitätsereignisse hervorgerufen. Für die Prototypenstation ermöglichte dieses Verhalten jedoch Einblicke in die Fehlerbehandlung des MMR.

Das Bit „Outside Par“ ist gesetzt, da die Position des MMR während der Datenaufzeichnung nicht innerhalb eines Präzisionsanflugbereiches, der durch die FAS Daten definiert wird, lag.

Das Bit „GLS Configuration invalid“ ist aufgrund eines Konfigurationsproblems permanent gesetzt. Dabei wurde dem MMR über die RWY_NO, die zu Null gesetzt wurde, mitgeteilt, er sei in einem Hubschrauber installiert und der „Anflug“ bezöge sich auf einen Heliport. Da der

MMR nicht für den Betreib im Hubschrauber gedacht ist, wird durch Setzen des entsprechenden Bits darauf hingewiesen, dass diese Konfiguration ungültig ist.

Abbildung 84 zeigt den horizontalen und vertikalen Stanford Plot der GBAS Simulation

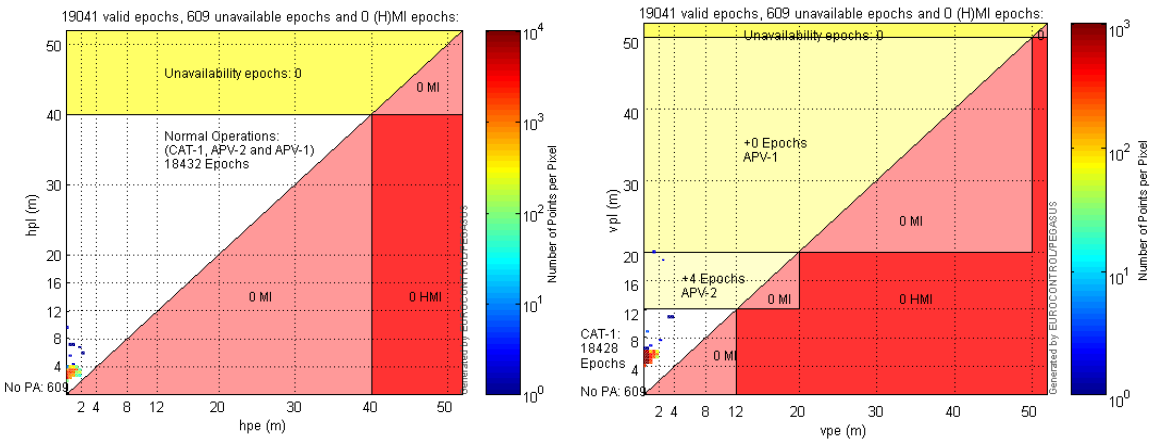


Abbildung 84: Stanford Plots der GBAS Simulation (links: horizontal, rechts: vertikal)

In der Horizontalen entspricht die Performance CAT I Bedingungen, in der Vertikalen überschreitet der Protection Level das Alert Limit. Das wäre als Kontinuitätsverletzung zu werten. Damit wird die CAT I Performance hier nicht erreicht. Die Ursache für dieses Verhalten – der Ausfall der VDB Übertragung – wurde bereits dargelegt.

Eine Überschreitung der Protection Level durch den Positionsfehler konnte weder in horizontaler noch in vertikaler Richtung beobachtet werden. Damit ist kein Integritätsereignis aufgetreten.

.2 Lücken in der Übermittlung von Korrekturinformationen der SLS-3000 und Verhalten des Rockwell Collins MMR

An der in Frankfurt / Main installierten GBAS Prototypenstation SLS-3000 wird alle 2h ein Einbruch in den getrackten Satelliten und damit in der Anzahl der übermittelten Korrekturen beobachtet. Diese Einbrüche treten ca. 20s nach dem MZC Überlauf auf.

Im Zusammenhang mit diesen Einbrüchen stellt sich die Frage, wie der MMR darauf reagiert. Dazu wurde eine MMR Aufzeichnung mit einer Aufzeichnungsdauer von 19h 14min 33s ausgewertet.

Während dieser Zeit sinkt die Anzahl der getrackten Satelliten zehnmal auf zwei. Die Zeit zwischen zwei aufeinander folgenden Einbrüchen beträgt jedes Mal 7200s, das entspricht 2h. Die Dauer variiert leicht und beträgt etwa 10s.

Abbildung 85 zeigt eine Übersicht über alle Einbrüche während des Beobachtungszeitraums (aus mmr050406_1345.g01).

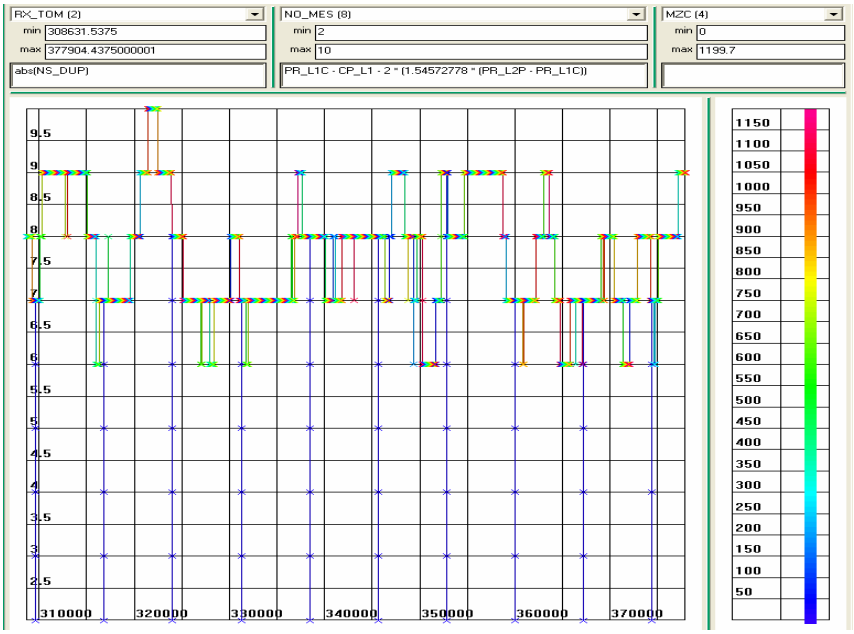


Abbildung 85: Anzahl der getrackten Satelliten über RX_TOM, farblich kodiert mit MZC

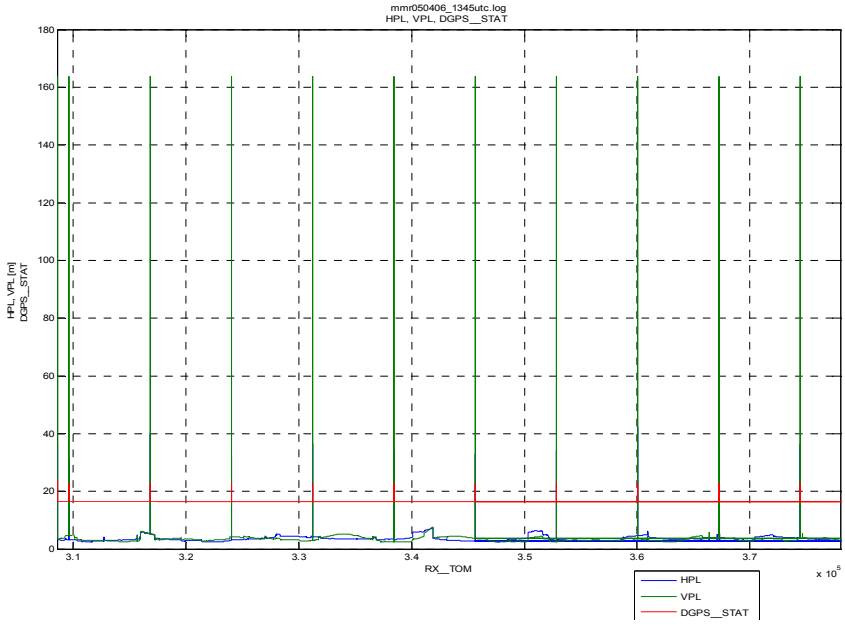


Abbildung 86: HPL, VPL, DGPS_STAT über RX_TOM

Abbildung 86 zeigt HPL, VPL und den DGPS_Status über den gesamten Beobachtungszeitraum. Da der PEGASUS Konverter diese Daten nicht extrahiert, wurden sie mit einem MATLAB Tool (read_xpl_dev) dekodiert.

Es ist zu erkennen, dass alle drei Größen während der Zeiten, in denen die Einbrüche stattfinden, erhöhte Werte annehmen. Der VPL geht auf seinen Maximalwert (160m), der HPL nimmt unterschiedliche Werte an (> 30m).

Die jeweiligen Maximalwerte können Abbildung 87, für den HPL und Abbildung 88, für den VPL, entnommen werden. Zusätzlich ist in beiden Abbildungen der zugehörige NSE aufgetragen. Dieser überschreitet den xPL zu keinem Zeitpunkt.

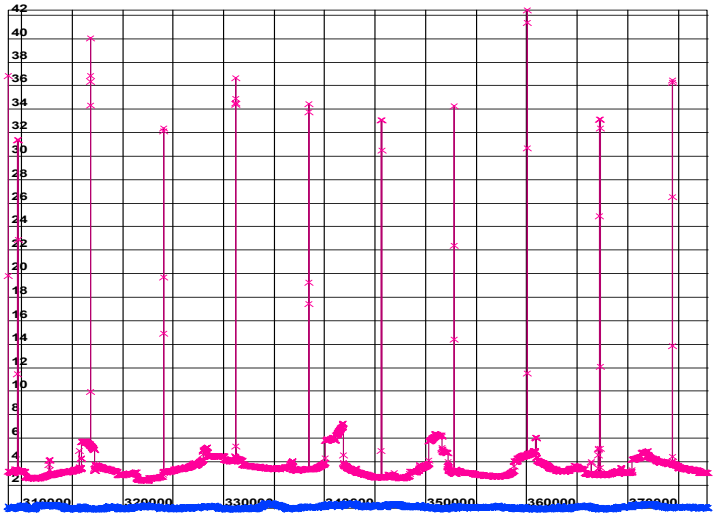


Abbildung 87: HPL und HNSE über RX_TOM

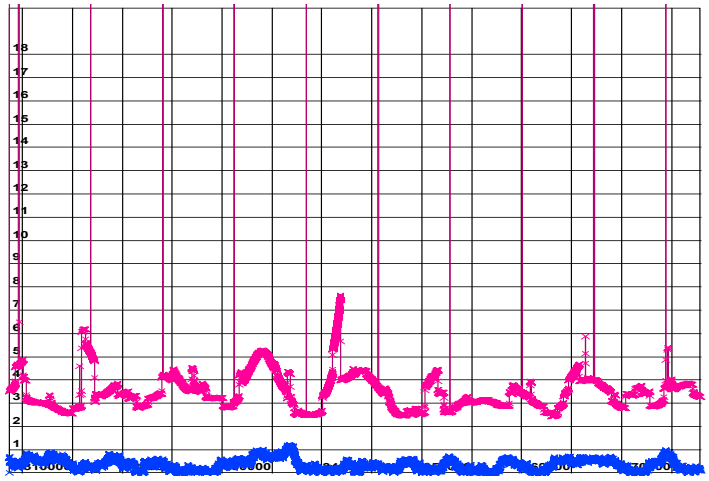


Abbildung 88: VNSE und VPL über RX_TOM

Das Verhalten des MMR soll an dem NSV_Lock Einbruch um 331220 dargestellt werden. Abbildung 89 zeigt den Einbruch in der Anzahl der getrackten Satelliten für diesen Zeitraum. Die Abbildungen 90 und 91 zeigen den HPL und VPL für diesen Zeitraum.

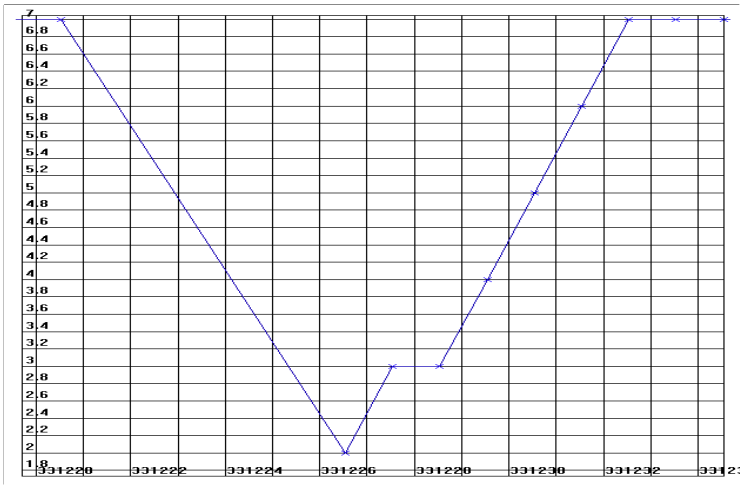


Abbildung 89: NSV_LOCK über RX_TOM aus MT1 (x-Achse: RX_TOM [s]; y-Achse: NSV_LOCK)

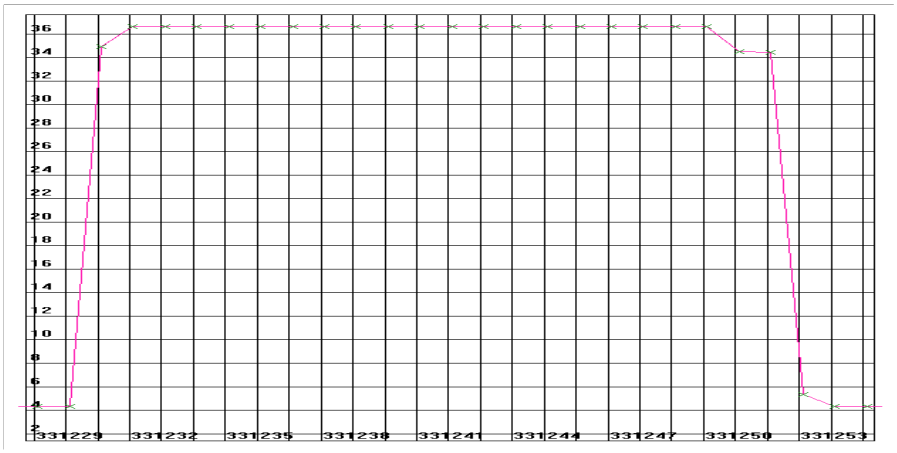


Abbildung 90: HPL über RX_TOM, MMR Verhalten (x-Achse:RX_TOM [s]; y-Achse: HPL [m])

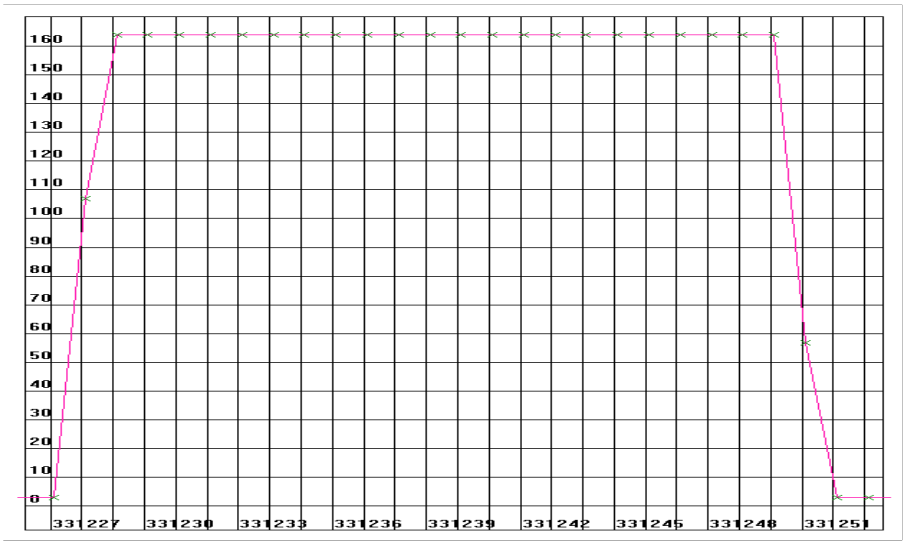


Abbildung 91: VPL über RX_TOM, MMR Verhalten (x-Achse:RX_TOM [s]; y-Achse: VPL [m])

Während des Kontinuitätsereignis' sind folgende Bits gesetzt:

```
1317;331229.108126;"11100000010010000000";"not in vertical guidance
availability region"
1317;331229.108126;"11100000010010000000";"outside PAR"
1317;331229.108126;"11100000010010000000";"fewer than 4 SV corrections"
1317;331229.108126;"11100000010010000000";"IODE/CRC mismatch"
```

In der genauen Betrachtung (s. D7640 – Borddatenauswertung, /52/) zeigt sich, dass VPL und DGPS_STAT gleichzeitig reagieren, der HPL erreicht sein Maximum mit zwei Sekunden Verzögerung.

Die letzte Korrekturinformation wurde um 331220 empfangen. An der SLS-3000 wurde die letzte Korrekturinformation um 331220,5 gesendet.

Sechs Sekunden später, um 331226, werden die Korrekturinformationen für zwei Satelliten empfangen. Gemäß Logdatei der SLS-3000 wurden diese um 331226,0 gesendet.

Würde die TTA (3s) für den MMR von nun an (331226) zählen, würden VPL und DGPS_STAT innerhalb der TTA reagieren. Die Benachrichtigung für den HPL läge außerhalb der TTA. Da die Warnung mit der Erhöhung des VPL erfolgt ist, ist die Bedingung für die TTA (TTA < 6s) erfüllt.

Das Kontinuitätsereignis beginnt um (331221), da die letzten Korrekturinformationen um 331220,5 hätten vorliegen müssen. Die Reaktionen aller drei Größen erfolgt jedoch 8s später. Die letzte Korrekturinformation (MT1) hat noch eine Gültigkeit von 3,5 s und damit erfolg die Benachrichtigung 4,5 s nach Eintritt des Kontinuitätsereignis'. Diese Zeitspanne ist kleiner als die TTA von 6 s.

Weiterhin ist festzustellen, dass VPL und DGPS_STATUS nach 24 s wieder normale Werte annehmen, der HPL nimmt nach 23 s wieder normale Werte an.

Die Zeit bis zur Rückkehr zum Normalzustand ist für alle Größen 2 s höher.

Die Einbrüche in der Anzahl der beobachteten Satelliten sind anhand der Aufzeichnungen der Rohdaten der Bodenstation (RSMU 1-3) nicht nachvollziehbar, s. Abbildung 92.

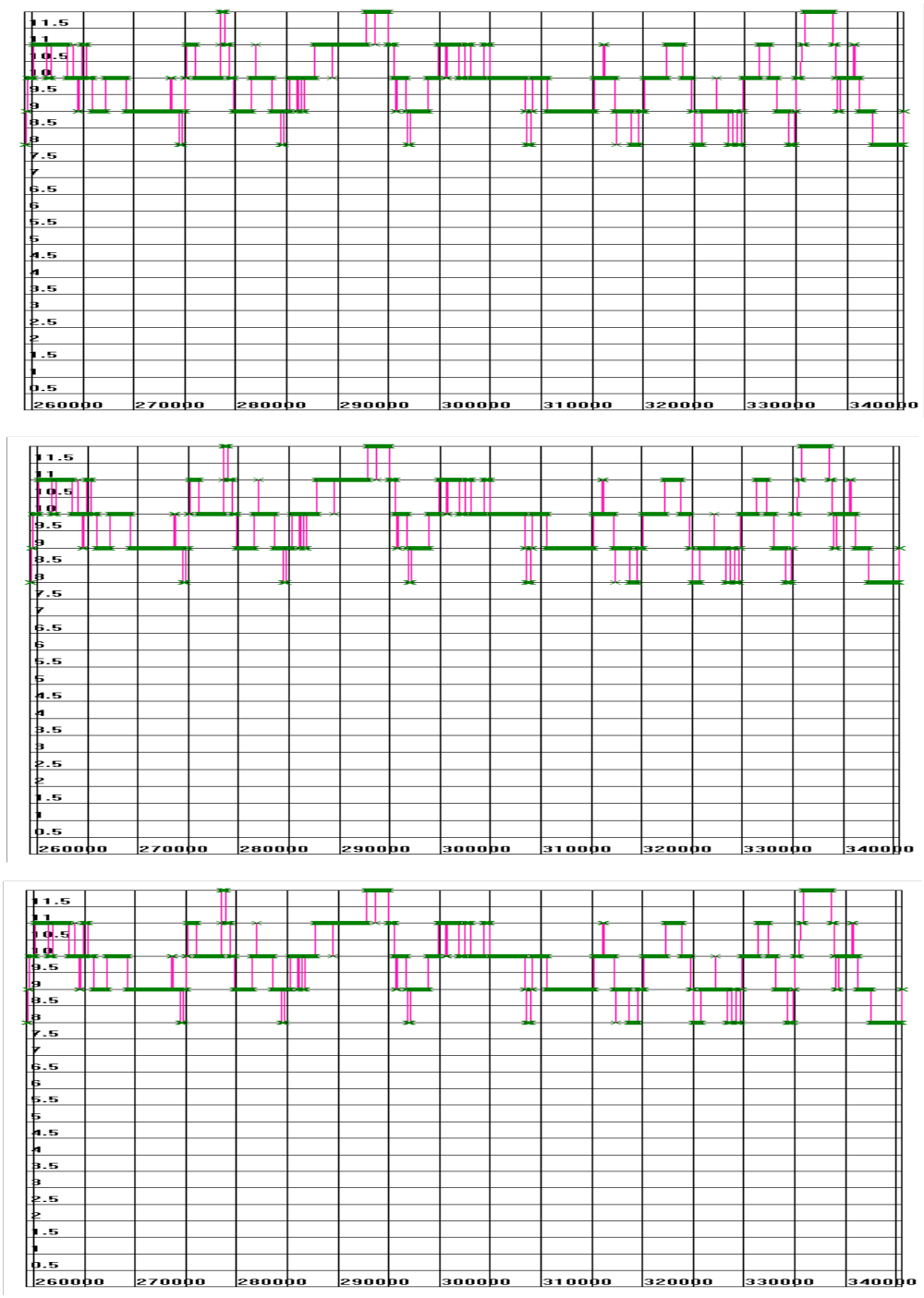


Abbildung 92: Anzahl der gesund markierten Satelliten an den RSMU's

Für den Zeitraum des hier dargestellten Ereignis' (Beginn um 331220) werden an den RSMU's eins und zwei 11 Satelliten getrackt und als „healthy" gekennzeichnet, an RSMU3 sind es jeweils 10 (s Abbildungen).

Auch die Kanalstatusmeldungen der RSMU's liefern keine Anhaltspunkte auf eventuelle Störungen.

2.5.2.2 MESSKAMPAGNE IN EDFE 01/06

.1 xPL

Als Kontinuitätsereignis wird eine Überschreitung des lateralen oder vertikalen Alert Limits (AL) durch das laterale bzw. vertikale Protection Level bezeichnet. In den Daten des Flugversuches vom 23.01.2006 von ca. 16.00 bis 19.30 UTC, ergeben sich die in Abbildung 93 dargestellten Verläufe des lateralen und vertikalen xAL bzw. xPL.

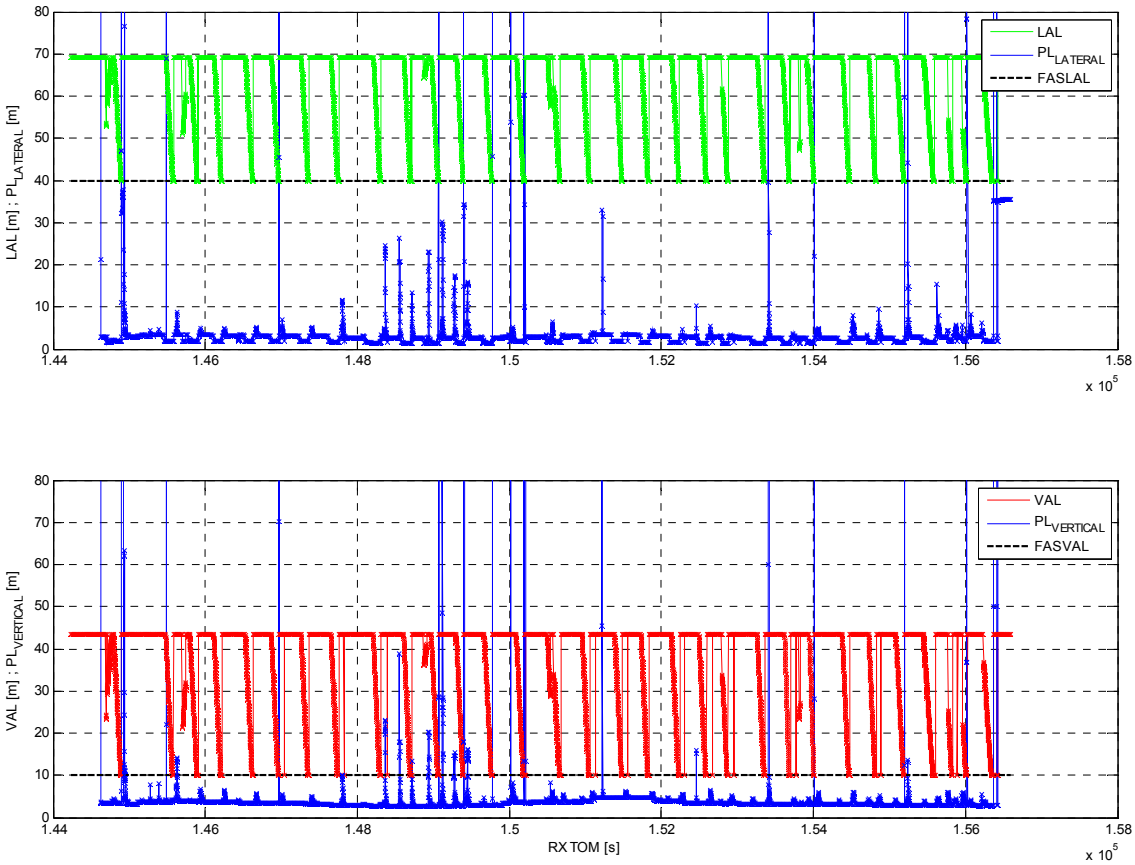


Abbildung 93: xPL und xAL - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Bei der Auswertung des gesamten hier vorgestellten Datensatzes, also aller gemessenen Flugzeugpositionen, ergeben sich 23 Kontinuitätsereignisse durch Überschreiten der AL. Diesen Ereignissen wurden Fallnummern zugewiesen und sie wurden entsprechend ausgewertet.

Die Fälle 1) und 23) werden von einer Kontinuitätsbetrachtung ausgeschlossen, da zu diesen Zeiten der MMR noch nicht komplett konfiguriert war (Fall 1) bzw. keine VDB- Signale mehr gesendet wurden (Fall 23). Im D7640, /52/ sind die mit dem Kontinuitätsbewertungstool erzeugten grafischen Auswertungen aller übrigen Fälle, also Fall 2) bis Fall 22), eingefügt.

Abbildung 94 zeigt die ausgegebenen Positionslösungen des MMR als Distanz zur Landebahnschwelle THR27 des Egelsbacher Flughafens, zusammen mit den oben angegeben Fällen einer AL- Überschreitung (rot gekennzeichnet!). Die blauen Linien markieren die Grenzen der PAR, die magentafarbene Linie markiert den Gleitpfad bei einem

Gleitwinkel von 3°. Die Distanz zum LTP ist während der meisten Kontinuitätsfälle gering, nur wenige ereigneten sich weiter als 1000m.

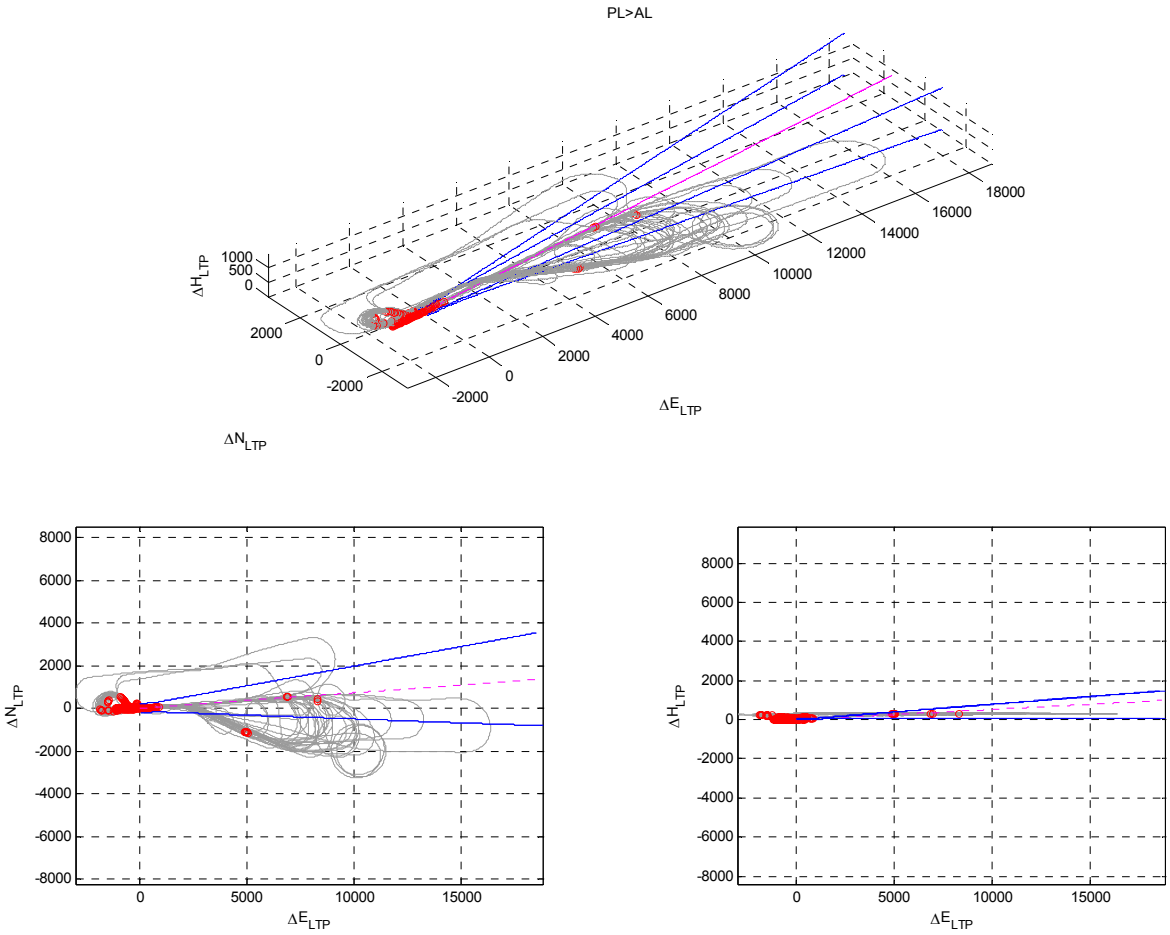


Abbildung 94: Flugweg und Kontinuitätsereignisse – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Das Höhenprofil in Abbildung 95 zeigt, dass sich zudem der Großteil in niedriger Höhe bis ca. 80m ereignete. Der Vergleich des Verlaufs der Höhe mit dem Verlauf der Signalstärke während des Testflugs, lässt erkennen, dass viele dieser Kontinuitätsereignisse auf unzureichende Signalstärke zurückzuführen sind.

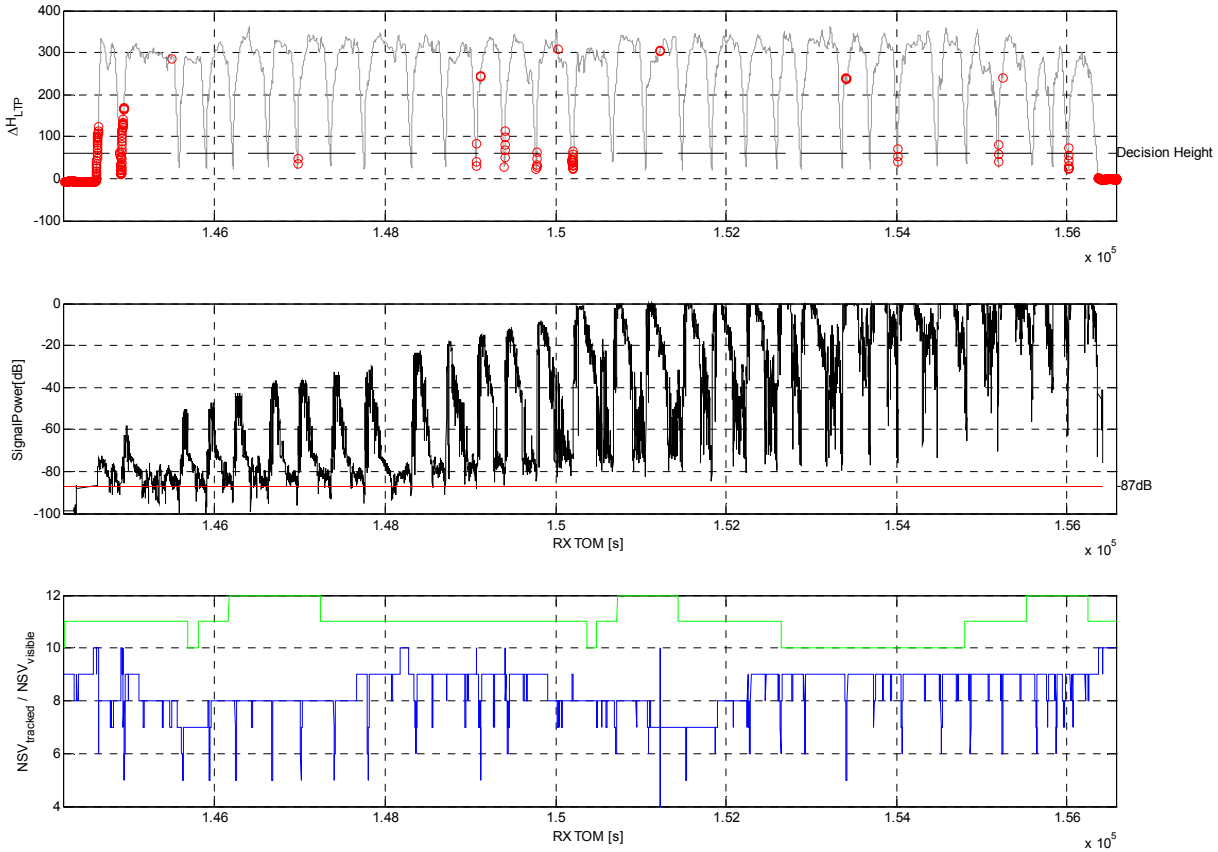


Abbildung 95: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL, Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Somit sind die als Fall 2), 3), 6), 7), 8), 10), 11), 12), 14), 15), 18), 19), 21) und 22) bezeichneten Kontinuitätsereignisse durch die Unterbrechung des VDB- Signals zu erklären. Diese Ereignisse fanden alle in Nähe des LTP, meistens unterhalb der DH statt.

Die Kontinuitätsereignisse 5) und 13) sind ebenfalls auf fehlende VDB- Signale zurückzuführen, allerdings stellen diese beiden Fälle eine Ausnahme dar, da sie sich weit vor THR27 (Distanz über 6000m Distanz) und in ausreichender Höhe (ca. 300m), d.h. innerhalb des Coverage Volume, ereigneten. Daher werden die Positionslösung und der Signalstärkenverlauf dieser beiden Fälle gesondert in Abbildung 96 dargestellt. Für einen anderen Wert als Null, kennzeichnet die rote Linie eine Überschreitung der AL durch die PL.

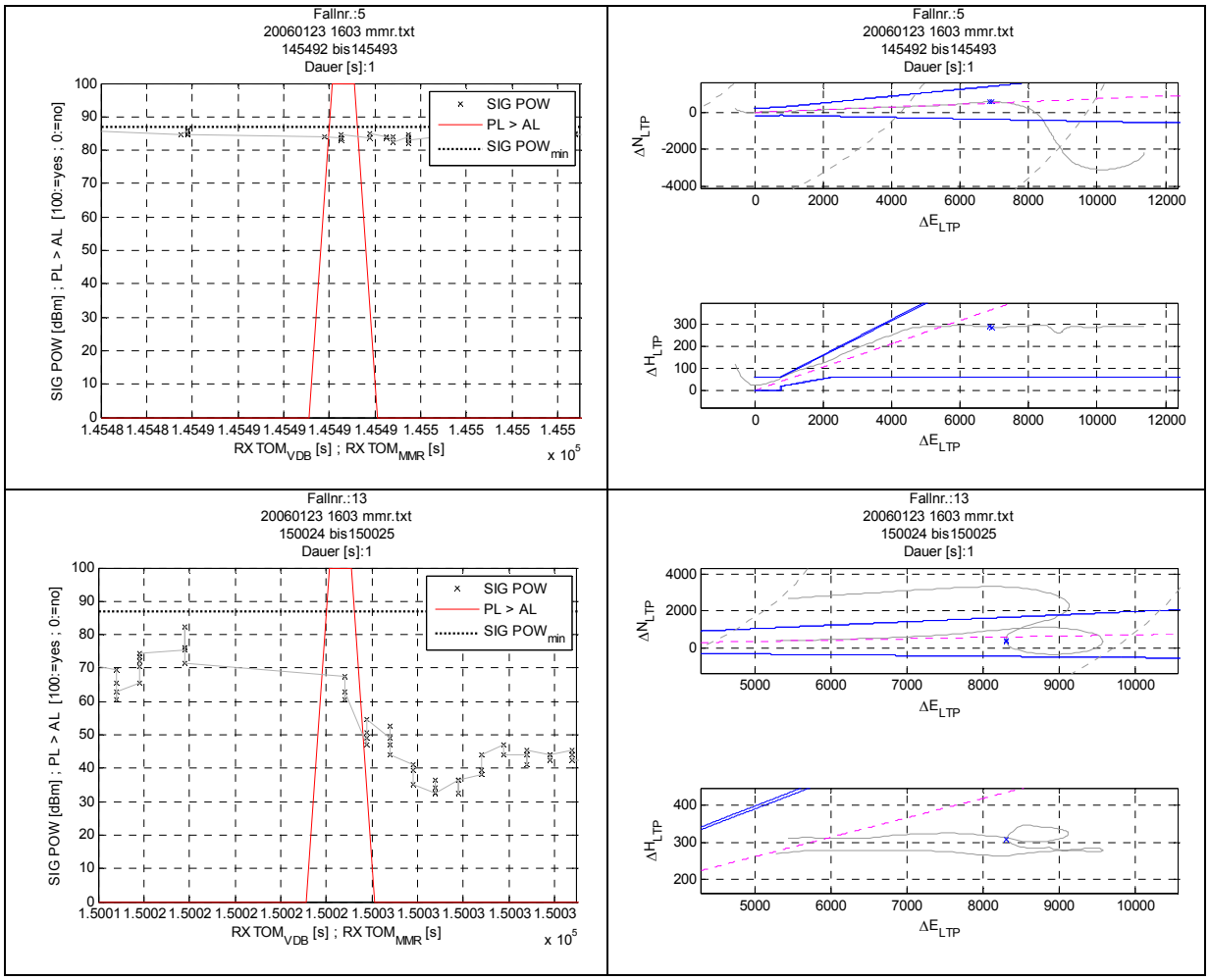


Abbildung 96: Signalstärke und Positionslösung für Fall 5) und 13) – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Die Fälle 4), 9), 17) und 20) resultieren aus einer sich schnell ändernden Anzahl der für die Positionslösung verwendeten Satelliten (NSV_USED). Sie stellen somit gegenüber den oben angegebenen Fällen Kontinuitätsereignisse mit Konfigurationswechsel dar. Die vier genannten Ereignisse haben gemeinsam, dass sie sich immer an fast dem gleichen Ort ereigneten, kurz nach dem eigentlichen Landeanflug, also dem anschließenden Steigflug (Abbildung 97).

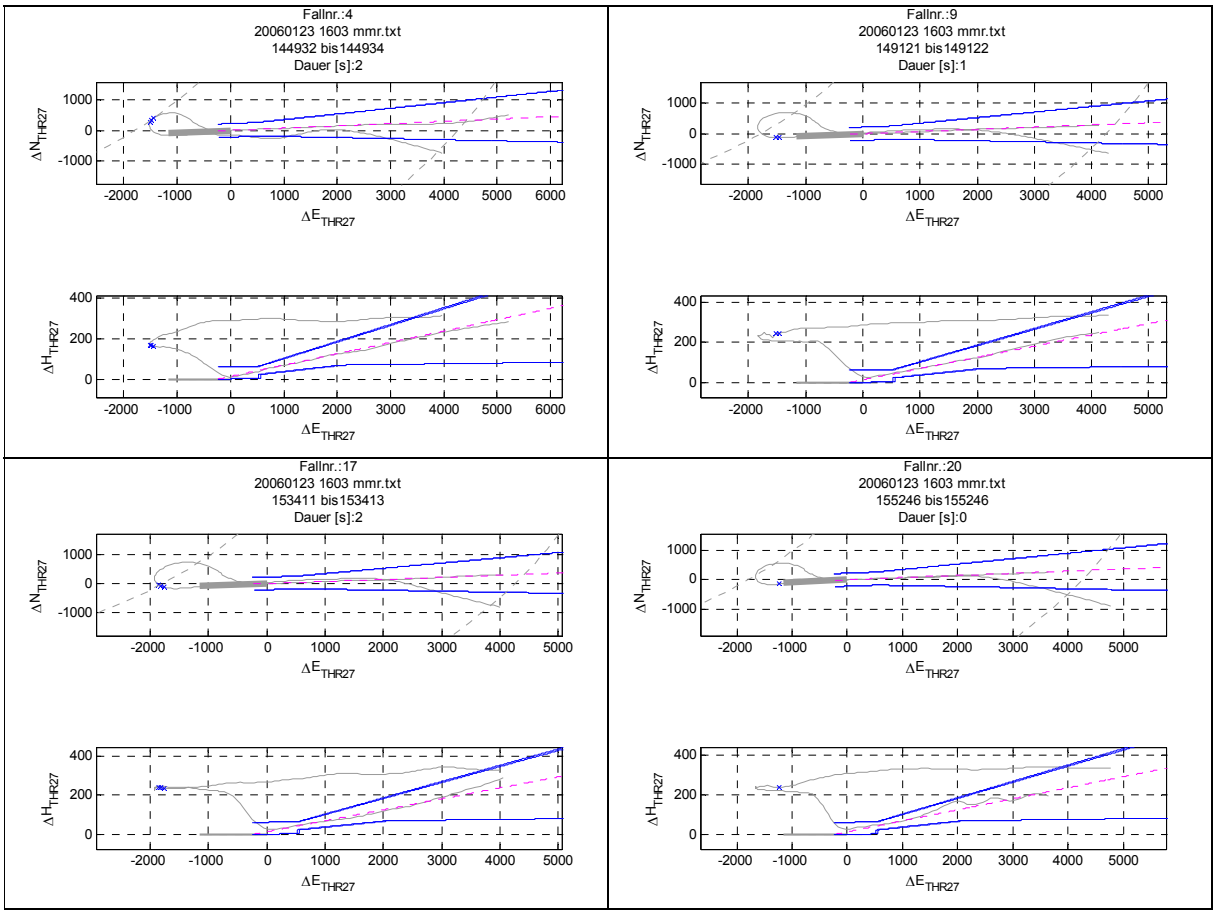


Abbildung 97: Positionslösung der Kontinuitätsereignisse mit Konfigurationswechsel - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

In Abbildung 98 ist für die eben genannten Fälle die Anzahl der getrackten Satelliten dargestellt. In allen vier Fällen sind deutlich die Einbrüche der Satellitenanzahl erkennbar. Innerhalb weniger Sekunden sinkt der Wert von NSV_USED. Die Graphen zeigen zudem, dass sich die Anzahl kurz nach dem Ansteigen der PL wieder erhöht, so dass Abschattungseffekte durch Flugzeugteile eine mögliche Erklärung für diese Ereignisse sind. Allerdings ist die Anzahl der sichtbaren Satelliten in allen vier Fällen konstant: N_Sat_visible = 11 (=10, für Fall17)).

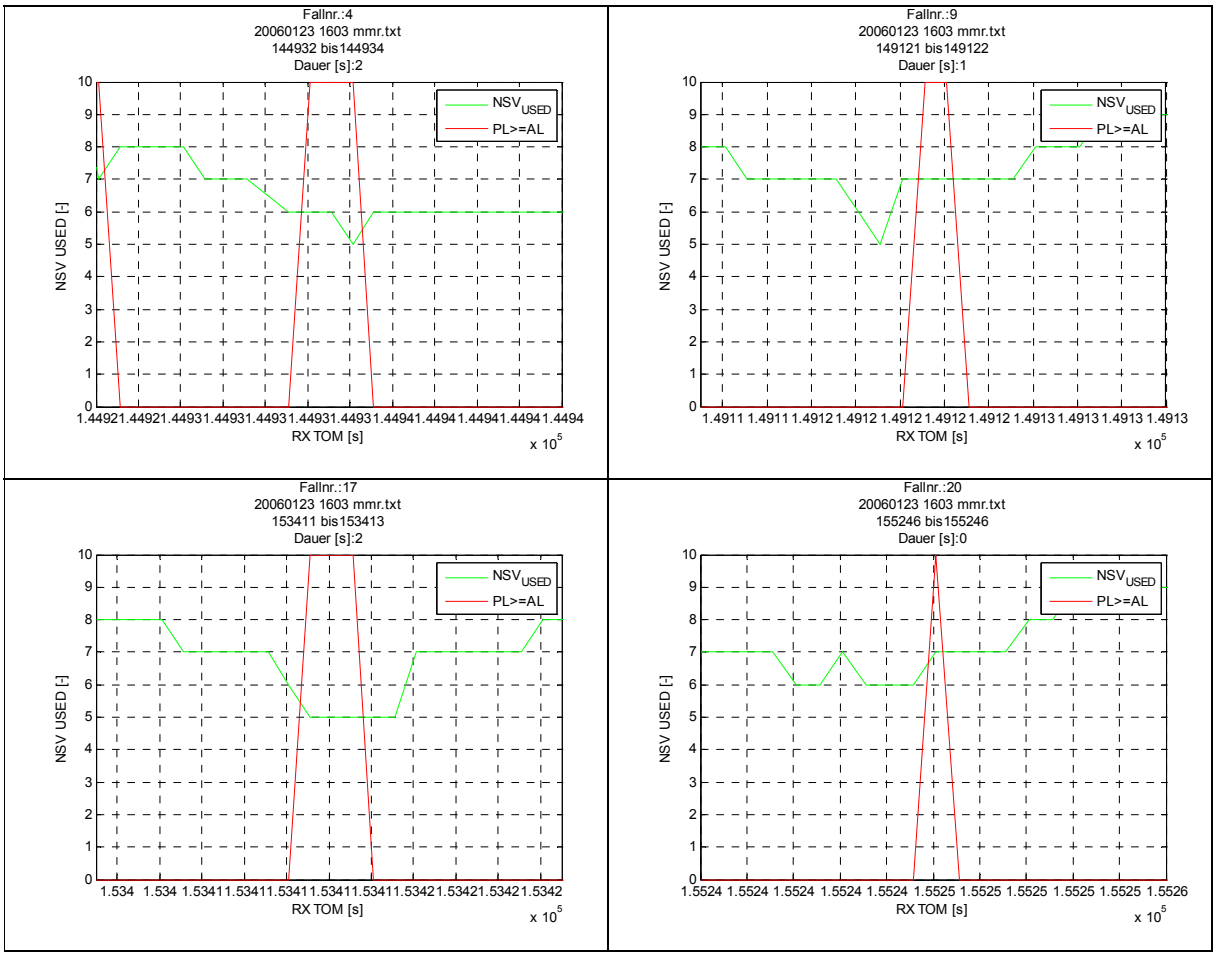


Abbildung 98: Anzahl der Satelliten bei Kontinuitätsereignissen mit Konfigurationswechsel - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Fall 16) ist ebenfalls auf einen Konfigurationswechsel zurück zu führen. Da sich jedoch die Position während dieser Überschreitung von den vier gerade beschriebenen Fällen, die sich kurz nach dem eigentlichen Landeanflug ereigneten, unterscheidet, wird dieses Ereignis gesondert betrachtet. Die Positionslösung und die Anzahl der genutzten Satelliten sind in Abbildung 99 dargestellt.

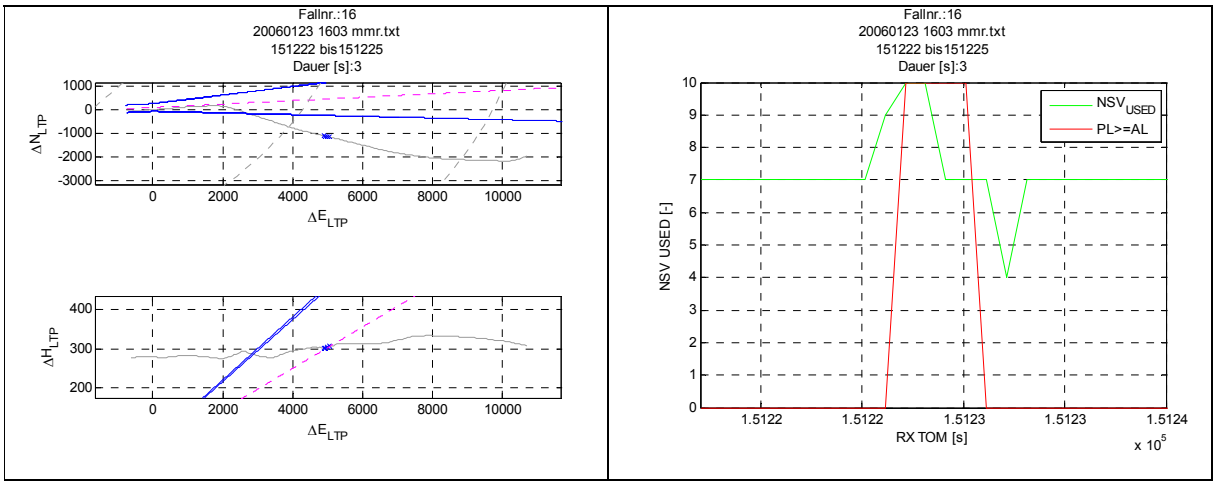


Abbildung 99: Positionslösung und Anzahl der Satelliten für Fall 16) - EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Auch in diesem Fall sinkt innerhalb weniger Sekunden die Anzahl der verwendeten Satelliten von 10 auf 4, der unteren Grenze um überhaupt noch eine Position berechnen zu können. Das Flugzeug befand sich während dieser Zeit weit außerhalb der PAR und nicht in einem Landeanflug. Die Anzahl der sichtbaren Satelliten war während des gesamten Zeitraums konstant (N_Sat_visible = 12).

Für die fünf genannten Kontinuitätsereignisse durch Konfigurationswechsel zeigt der Signalverlauf eine ausreichende Signalstärke.

Die Auswertung der Kontinuitätsereignisse des Versuchsfluges wird im Folgenden auf die Fälle reduziert, die sich innerhalb der PAR ereigneten. Es ergeben sich 16 Fälle einer Alert Limit Überschreitung.

Die Positionen während der sich das Flugzeug innerhalb der PAR befindet, zusammen mit den AL- Überschreitungen die sich innerhalb der PAR ereigneten, zeigt Abbildung 100.

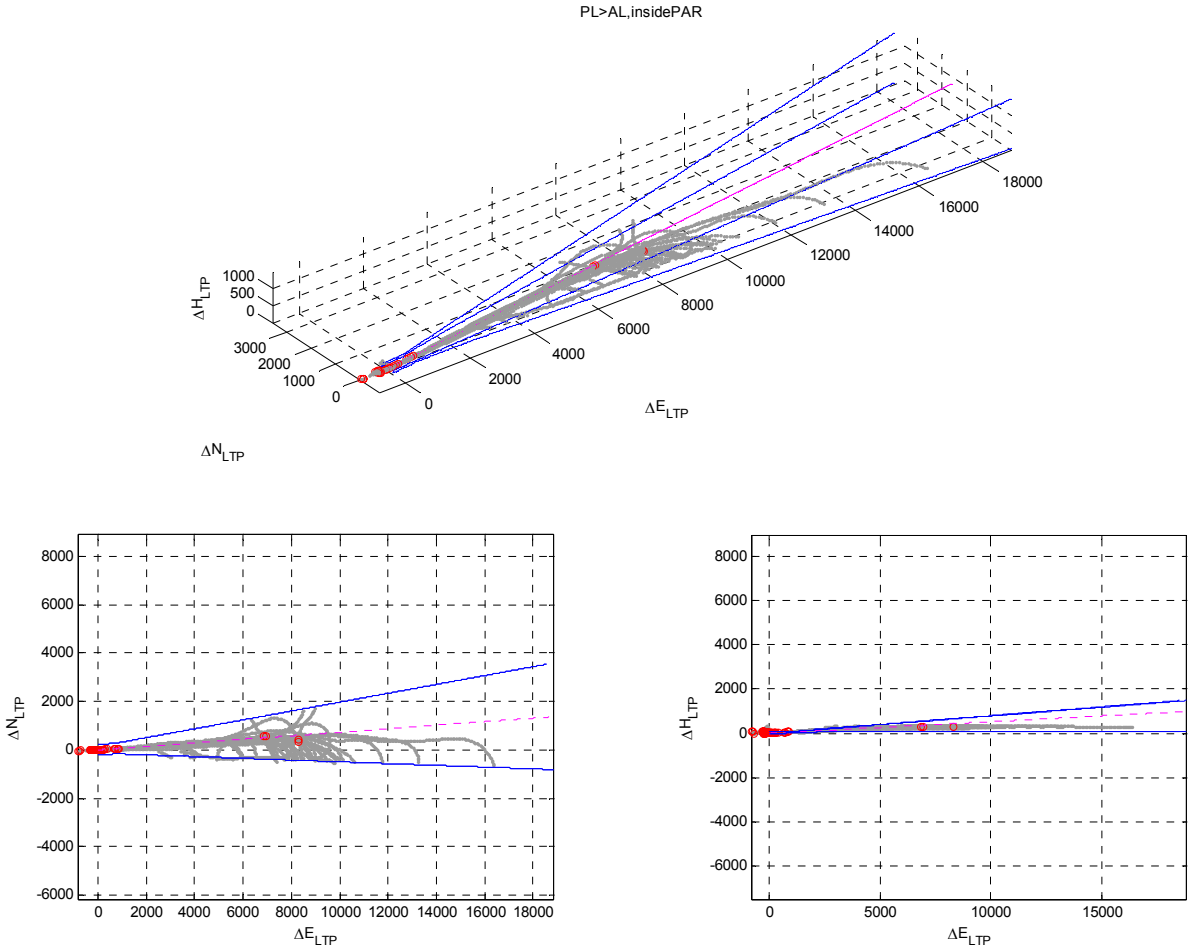


Abbildung 100: Flugweg und Kontinuitätsereignisse innerhalb der PAR – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Da sich alle Kontinuitätsereignisse mit Konfigurationswechsel außerhalb der PAR ereigneten (siehe Abbildung 97 und Abbildung 99), sind mit dieser Annahme alle AL- Überschreitungen durch schlechten Signalempfang zu erklären.

Abbildung 101 zeigt, dass sich der Großteil der Fälle auch für die Betrachtung der Fälle innerhalb der PAR in Nähe des LTP ergibt, meistens in Flughöhen unter DH.

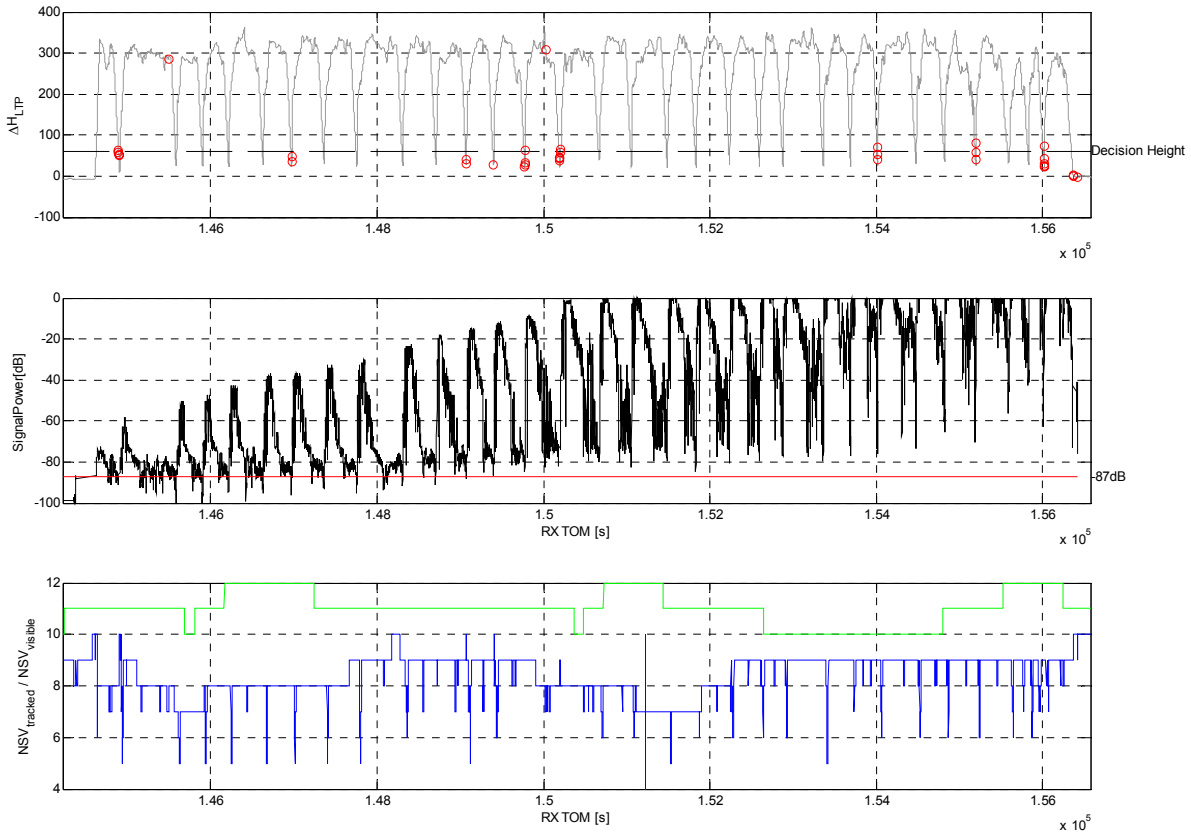


Abbildung 101: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL innerhalb der PAR, Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Schränkt man die Datenauswertung weiter ein auf Positionen innerhalb der PAR und eine Flughöhe über DH, so bleiben acht Fälle von Alert Limit Überschreitungen übrig.

Der in Abbildung 103 dargestellte Höhenverlauf zeigt, dass sich bei dieser Einschränkung nur noch wenige Fälle kurz vor THR27 und wenige Meter oberhalb DH ereigneten. Die beiden AL- Überschreitungen, die nicht in unmittelbarer Nähe zum LTP stattfanden, sind als Fall 5) und 13) gekennzeichnet (siehe Abbildung 96). Sie sind auf eine schwache Signalstärke zurückzuführen (in Abbildung 103 sind dies die roten Markierungen in einer Höhe von ca. 300m) und offensichtliche Falschmeldungen die mit dem vorangegangenen Signalverlust und der damit verbundenen Positionsberechnung einhergehen.

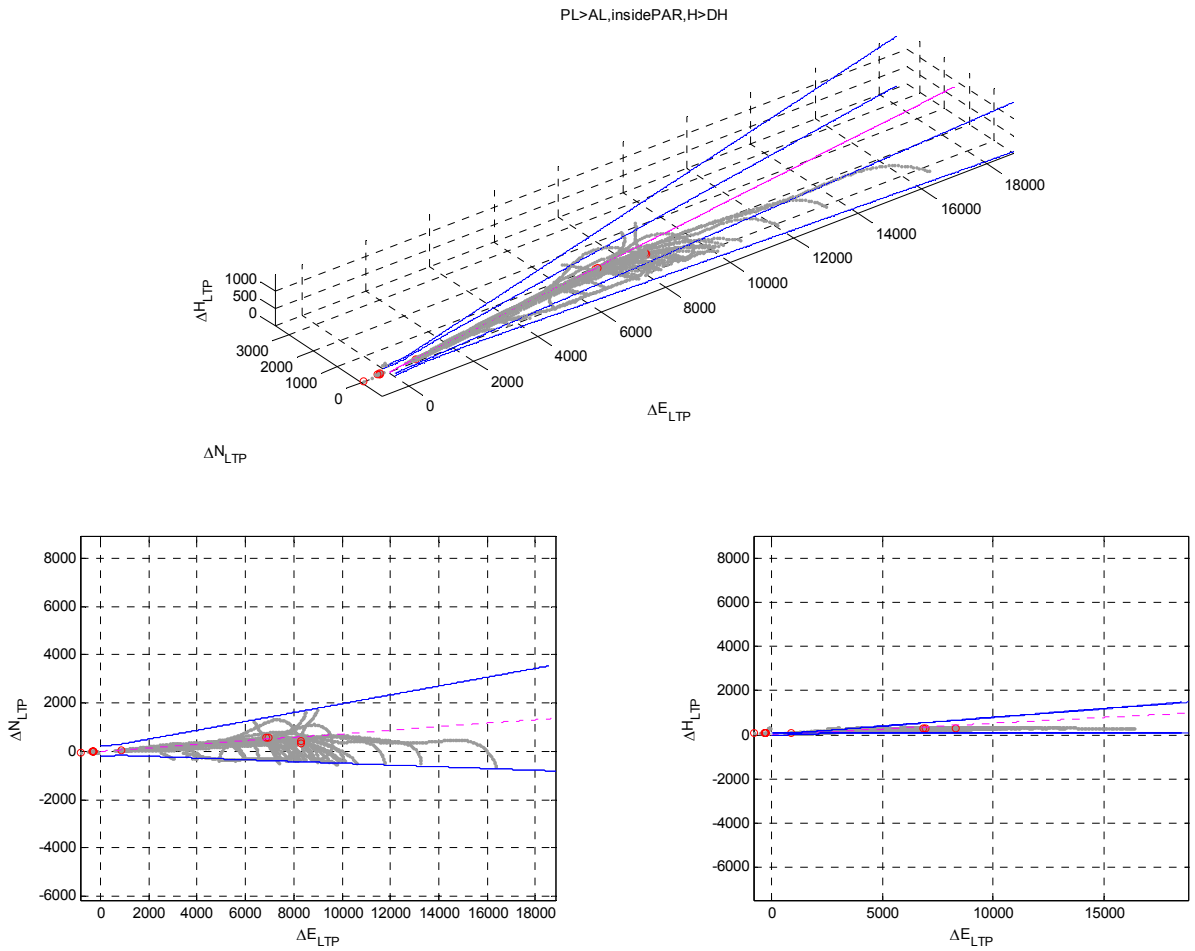


Abbildung 102: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL innerhalb der PAR über DH Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

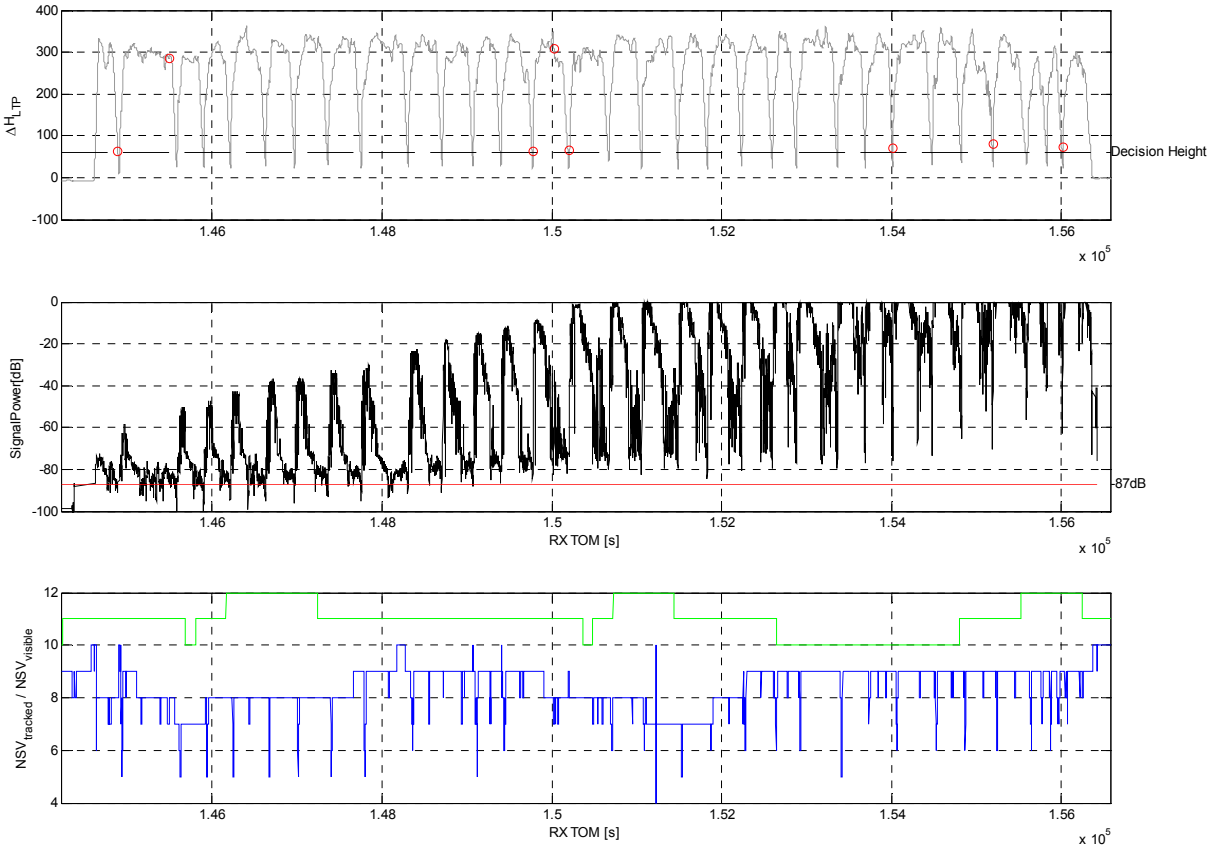


Abbildung 103: Höhenprofil mit gekennzeichneten PL>AL innerhalb der PAR über DH, Signalstärke und Satellitenanzahl – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Für die beiden AL- Überschreitungen weit vor THR27 sind im Folgenden die Auswertungen der Statusmeldungen angegeben:

RX_TOM = 145492s – 145493s
GLS Maintenance Word:
1359;145492.120228;"10001000010010010000000";"Bite Test Inhibit" 1359;145492.120228;"10001000010010010000000";"GBAS Corrections CRC/Parity Failure" 1359;145493.120229;"10001000010010010000000";"Bite Test Inhibit" 1359;145493.120229;"10001000010010010000000";"GBAS Corrections CRC/Parity Failure"
GNSS Fault Summary:
1359;145492.120228;"10001000010100100000000011";"Bite Test Inhibit" 1359;145493.120229;"10001000010100100000000011";"Bite Test Inhibit"
GNSS Maintenance Word (Primary):
1359;145492.120228;"10001000001100100000010111";"Test Inhibit" 1359;145492.120228;"10001000001100100000010111";"IRS 3 RX inactive" 1359;145492.120228;"10001000001100100000010111";"IRS 2 RX inactive" 1359;145492.120228;"10001000001100100000010111";"Faulted" 1359;145493.120229;"10001000001100100000011011";"Test Inhibit" 1359;145493.120229;"10001000001100100000011011";"IRS 3 RX inactive" 1359;145493.120229;"10001000001100100000011011";"IRS 2 RX inactive" 1359;145493.120229;"10001000001100100000011011";"Faulted"
MMR Discretes:
1359;145492.120228;"10010010000000100110010011";"GNSS Differentially Corrected" 1359;145492.120228;"10010010000000100110010011";"Selected Mode not failed" 1359;145493.120229;"10010010000000100110010011";"GNSS Differentially Corrected" 1359;145493.120229;"10010010000000100110010011";"Selected Mode not failed"
MMR Maintenance Word:
1359;145492.120228;"00001000000001110000000011";"OMS Bite Test Inhibit" 1359;145492.120228;"00001000000001110000000011";"Data Broadcast Receiver installed - internal" 1359;145492.120228;"00001000000001110000000011";"GNSS installed - internal"

1359;145492.120228;"00001000000011100000011";"OMS/CFDS Input Bus Inactive" 1359;145493.120229;"00001000000011100000011";"OMS Bite Test Inhibit" 1359;145493.120229;"00001000000011100000011";"Data Broadcast Receiver installed - internal" 1359;145493.120229;"00001000000011100000011";"GNSS installed - internal" 1359;145493.120229;"00001000000011100000011";"OMS/CFDS Input Bus Inactive"
VDL Maintenance Word:
- während dieser Zeit war kein Statusbit gesetzt -

Während der Zeit von RX_TOM = 145492s bis 145493s zeigt die Auswertung des GLS Maintenance Word, dass die GBAS- Korrekturen nicht deutlich genug empfangen wurden ("GBAS Corrections CRC/Parity Failure").

RX_TOM = 150024s – 150025s
GLS Maintenance Word:
1359;150024.122322;"10001000010010010000000";"Bite Test Inhibit" 1359;150024.122322;"10001000010010010000000";"GBAS Corrections CRC/Parity Failure" 1359;150025.122323;"00001000010000010000000";"Bite Test Inhibit"
GNSS Fault Summary:
1359;150024.122322;"10001000010100100000011";"Bite Test Inhibit" 1359;150025.122323;"10001000010100100000011";"Bite Test Inhibit"
GNSS Maintenance Word (Primary):
1359;150024.122322;"10001000001100100010111";"Test Inhibit" 1359;150024.122322;"10001000001100100010111";"IRS 3 RX inactive" 1359;150024.122322;"10001000001100100010111";"IRS 2 RX inactive" 1359;150024.122322;"10001000001100100010111";"Faulted" 1359;150025.122323;"10001000001100100011011";"Test Inhibit" 1359;150025.122323;"10001000001100100011011";"IRS 3 RX inactive" 1359;150025.122323;"10001000001100100011011";"IRS 2 RX inactive" 1359;150025.122323;"10001000001100100011011";"Faulted"
MMR Discretes: 1359;150024.122322;"10010010000001011001011";"GNSS Differentially Corrected" 1359;150024.122322;"10010010000001011001011";"Selected Mode not failed" 1359;150025.122323;"10010010000001011001011";"GNSS Differentially Corrected" 1359;150025.122323;"10010010000001011001011";"Selected Mode not failed"
MMR Maintenance Word:
1359;150024.122322;"00001000000011100000011";"OMS Bite Test Inhibit" 1359;150024.122322;"00001000000011100000011";"Data Broadcast Receiver installed - internal" 1359;150024.122322;"00001000000011100000011";"GNSS installed - internal" 1359;150024.122322;"00001000000011100000011";"OMS/CFDS Input Bus Inactive" 1359;150025.122323;"00001000000011100000011";"OMS Bite Test Inhibit" 1359;150025.122323;"00001000000011100000011";"Data Broadcast Receiver installed - internal" 1359;150025.122323;"00001000000011100000011";"GNSS installed - internal" 1359;150025.122323;"00001000000011100000011";"OMS/CFDS Input Bus Inactive"
VDL Maintenance Word:
1359;150024.122322;"4";"Four or more Errors - No Correction applied" 1359;150025.122323;"4";"Four or more Errors - No Correction applied"

Die Statusmeldungen für den Zeitraum von RX_TOM = 150024s – 150025s (Fall 13) entsprechen weitestgehend den Meldungen für oben genannten Zeitraum (Fall 5). Zusätzlich zu den Meldungen von nicht vollständig empfangenen Korrekturtermen ("GBAS Corrections CRC/Parity Failure") meldet der VHF-Datalink nicht korrekt empfangene Signale ("Four or more Errors - No Correction applied").

.2 SigPow

Die Auswertung der Signalstärke entlang des Flugwegs erfolgt mit Hilfe des MATLAB- Tools „SIG_POW.m“. Es wurden alle Datensätze ausgewertet. Aus Platzgründen wird jedoch nur ein Datensatz als Beispiel gezeigt. Die folgende Abbildung 104 wurde nachbearbeitet, indem den grafischen Ausgaben Satellitenbilder hinterlegt wurden. Ebenfalls mit eingezeichnet ist der vorgegebene maximale horizontale Abdeckungsbereich der VDB- Antenne (23nm).

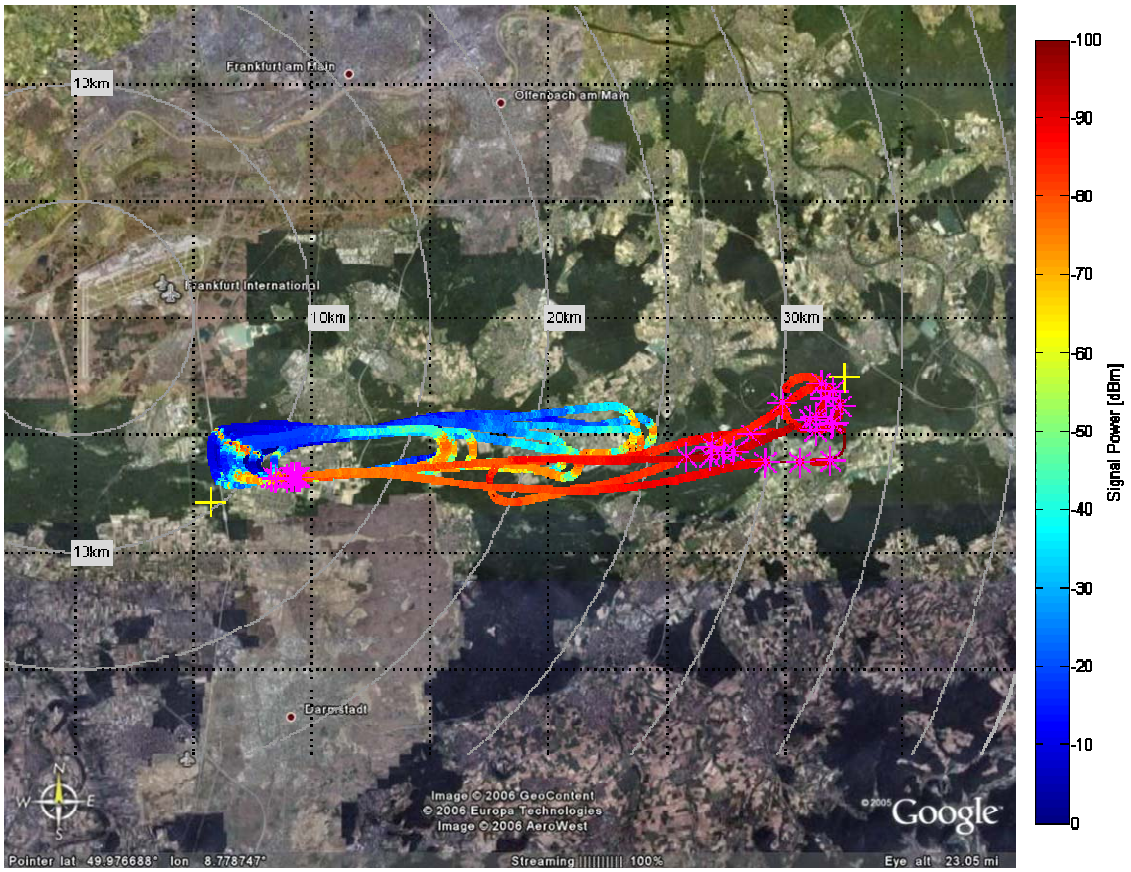


Abbildung 104: Signalstärke und Flugzeugposition – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

In Abbildung 106 ist zudem die vertikale Ansicht dargestellt.

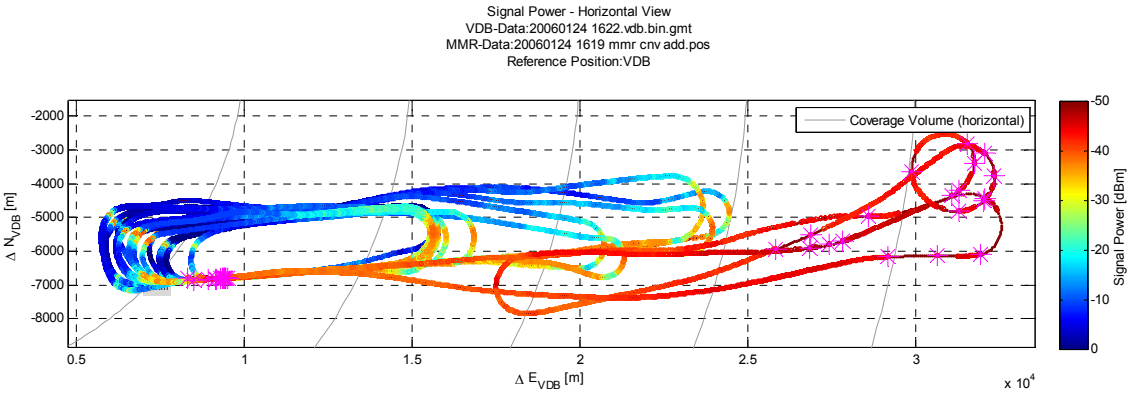


Abbildung 105: Signalstärke und Flugzeugposition (horizontal) – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

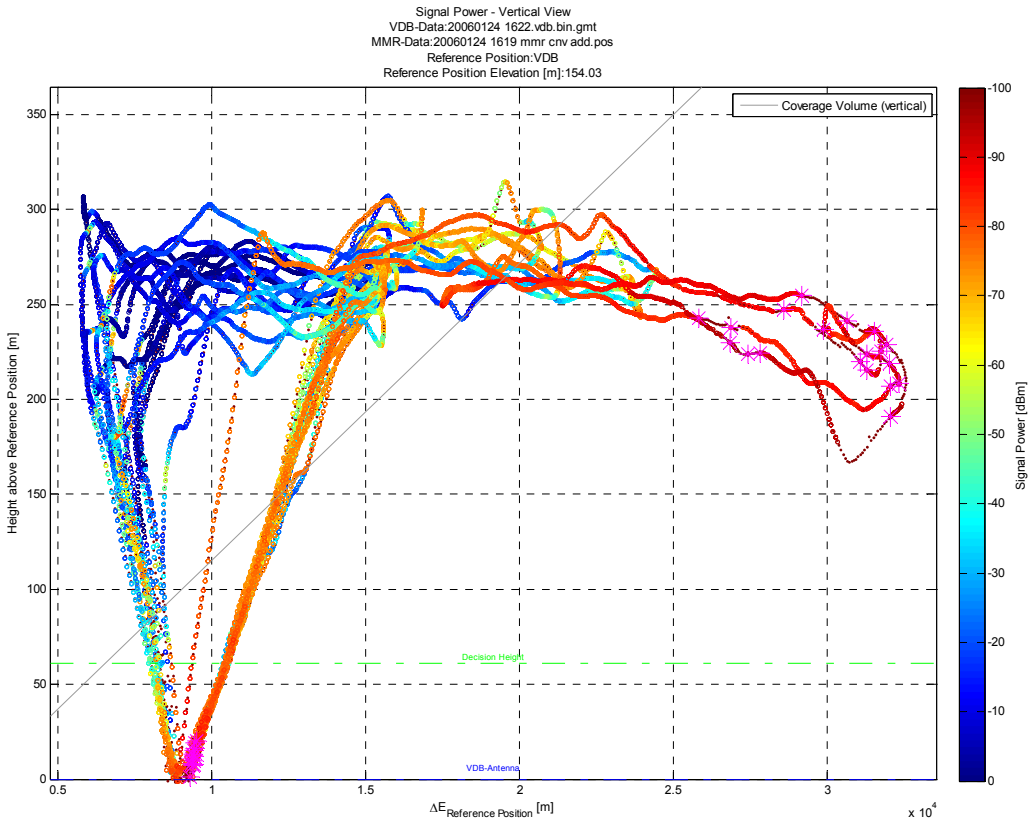


Abbildung 106: Signalstärke und Flugzeugposition (vertikal) – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

2.5.2.3 GBAS SIMULATION IM FFS

.1 Auswertung der Simulatorversuche

Alle für die Auswertung benötigten Daten aus der Simulation werden durch die „Data Gathering Unit“ aufgezeichnet und stehen als ASCII Werte zur Verfügung.

Diese ASCII Werte aller Anflüge wurden mit eigens dafür entwickelten Tools zur weiteren Bearbeitung und Auswertung in den MATLAB Workspace importiert. Die gesamte weitere Auswertung geschah in MATLAB. Eine Übersicht ist in Abbildung 107 angegeben.

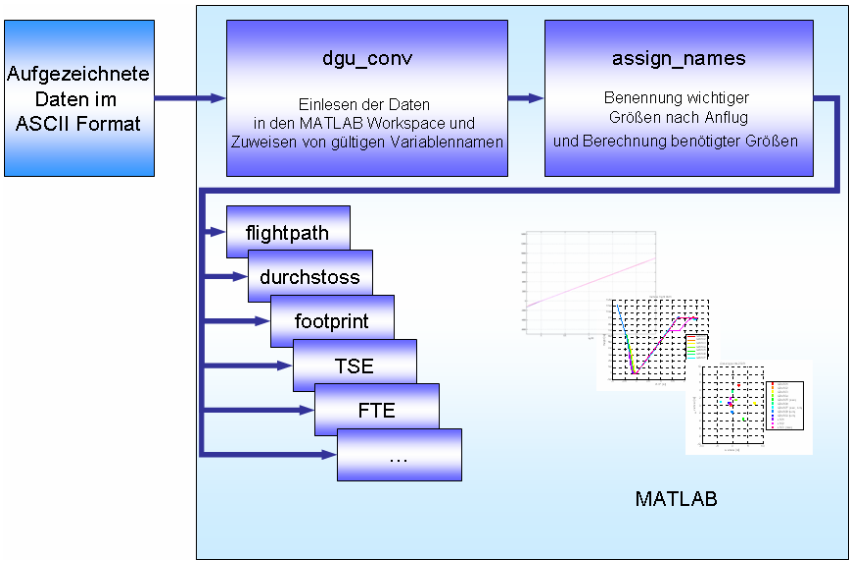


Abbildung 107: Vorgehen bei der Auswertung

Das Einlesen der Werte in den MATLAB Workspace geschah mit dem Skript `dgu_conv`. Durch dieses Skript wurde ein weiteres Skript – `assign_names` – aufgerufen, welches die Zuweisung der Werte zu Variablen mit Kennung des jeweiligen Anfluges und die Berechnung fehlender Größen, wie z.B. die Umrechnung der CDI Abweichungen in den FTE, bewerkstelligt. Der Berechnung des TSE aus der geografischen Position liegt das Modell der Erde als Kugel mit einem Radius von 6371000.785 m zugrunde. Diese Berechnung wird mit der in /50/ beschriebenen Funktion `calcdelta` durchgeführt, wobei die numerische Exzentrizität zu Null und die große Halbachse den oben angegebenen Wert annehmen. Der NSE wurde in der Simulation nicht direkt aufgezeichnet. Der Grund hierfür liegt darin, dass ein NSE in der Simulation normalerweise nicht vorgesehen ist und demzufolge keine Variablen für die Ausgabe vorhanden sind. In der Planung der Versuche wurde davon ausgegangen, dass sich der NSE problemlos aus den aufgezeichneten Größen als Differenz aus TSE und FTE berechnen lässt. Wie in Abbildung 113 zu sehen ist, ist diese Einschätzung nicht zutreffend. Es sind Anteile im NSE zu erkennen, die wahrscheinlich aus verschiedenen Parametern für die Kugel in Simulation und Berechnung herrühren. Eine endgültige Klärung konnte bislang nicht erreicht werden. Daher wurde für die Beurteilung des NSE der Anflug „ILS01“ als Referenzanflug herangezogen und die Differenz der jeweiligen Anflüge zu Anflug „ILS01“ gebildet. In der Beurteilung des Verhaltens spielt jedoch der FTE, also die Regelabweichung, die größere Rolle und der NSE dient nur der Kontrolle.
Im Anschluss an die Berechnung der benötigten Werte findet die Ausgabe der gewünschten grafischen Darstellungen mittels entsprechender Grafikroutinen statt.

Die Ergebnisse der Auswertungen werden im Folgenden dargestellt.

.2 *Ergebnisse der Simulatorversuche*

Der Flugweg der Anflüge in der lateralen und vertikalen Ebene ist in den Abbildungen 108 und 109 gezeigt. Es ist zu erkennen, dass lateral zu Beginn des Anfluges keine Ablage vorhanden ist, vertikal wird der Gleitpfad von unten kommend erflogen. Der lateralen Ansicht ist zur Orientierung ein Satellitenbild überlagert.

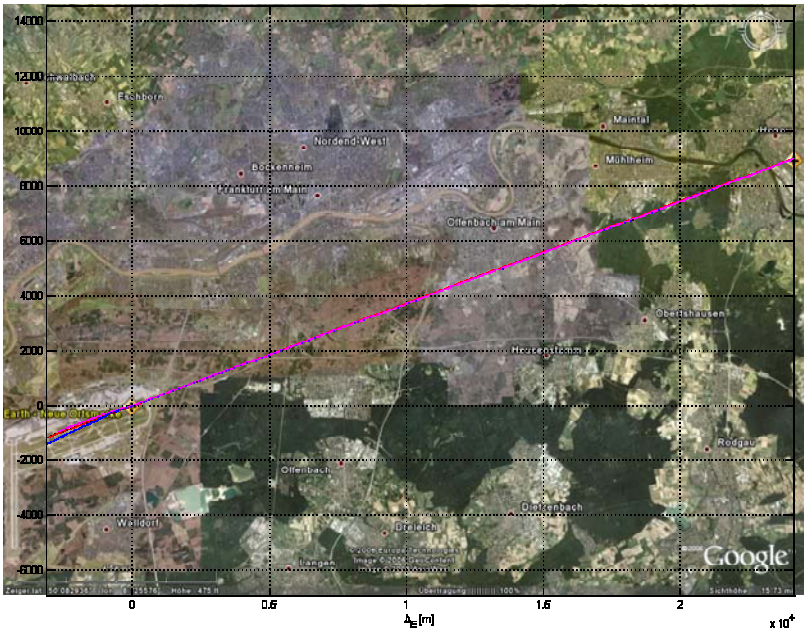


Abbildung 108: Lateraler Anflugpfad

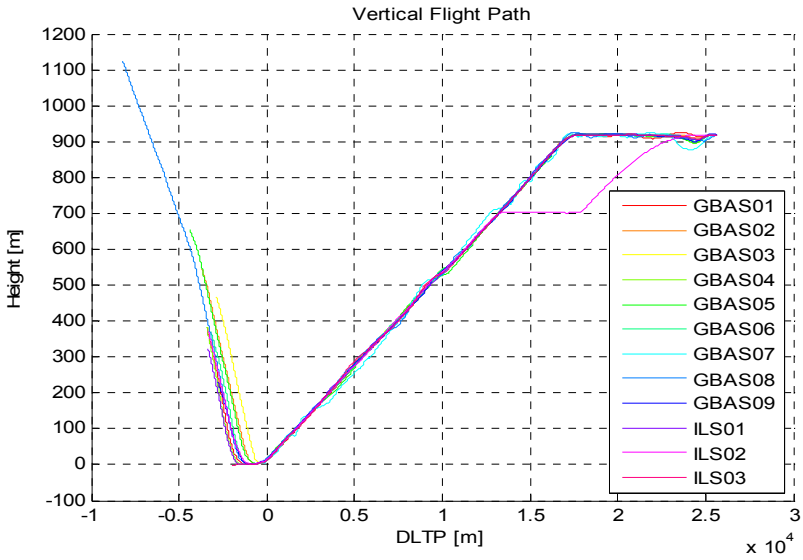


Abbildung 109: Vertikaler Anflugpfad

In der Darstellung der 60m Durchstoßpunkte (entspricht der CAT I Entscheidungshöhe) ist erkennbar, dass diese recht nah beieinander liegen. Der laterale Versatz des Anfluges GBAS03 ist hier bereits erkennbar und größer als der Versatz der manuell durchgeführten Anflüge oder der mit Turbulenz. Abgesehen von Anflug GBAS03 liegen alle lateralen Durchstoßpunkte innerhalb eines Bereiches von +- 5m, bezogen auf den Sollflugweg. In der Vertikalen streuen die Durchstoßpunkte geringfügig stärker. Außerdem liegen die Durchstoßpunkte nahezu aller Anflüge leicht unter dem Sollflugweg. Insgesamt ist der TSE für alle Anflüge für den 60m Durchstoßpunkt jedoch kleiner als das CAT I Alert Limit und somit auch kleiner als die Vorgaben für den TSE in der CAT I Entscheidungshöhe.

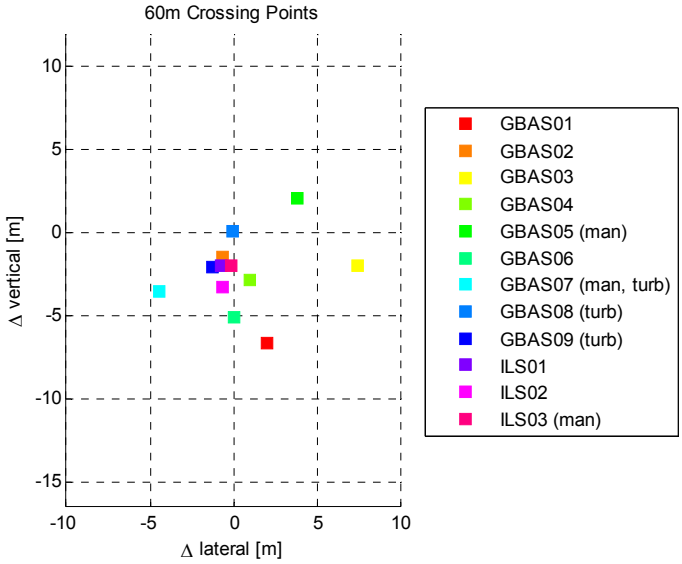


Abbildung 110: 60m Durchstoßpunkte

Bei den Aufsetzpunkten zeigt sich eine starke Streuung entlang der Centerline. In lateraler Richtung sind die Ablagen vergleichsweise gering und liegen innerhalb von +- 10m bis auf den Anflug GBAS03. Für diesen Anflug existiert kein Aufsetzpunkt, sondern nur die minimale Höhe über der Landebahn. Die laterale Ablage für diese minimale Höhe beträgt fast 25m. Bei einer Landung hätten somit voraussichtlich nicht alle Teile des Fahrwerks die Landebahn berührt, daher wurde ein Durchstartmanöver initialisiert. Die Anflüge ILS 01 und ILS 02 setzen sehr nah an der Centerline auf.

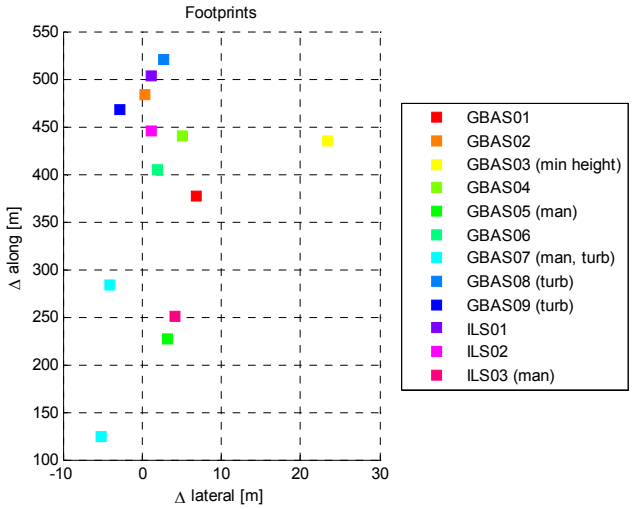


Abbildung 111: Aufsetzpunkte

In Abbildung 112 ist der gesamte Verlauf des TSE über der Entfernung zum Aufsetzpunkt in lateraler und vertikaler Richtung dargestellt. Deutlich erkennbar ist die größere Varianz des TSE für die manuell und turbulenzbehafteten Anflüge. Die Verläufe des TSE der autopilotgesteuerten GBAS und ILS Anflüge ohne externe Störgröße zeigen recht ähnliche Verläufe des TSE. Der große vertikale TSE für den Anflug ILS02 zu Beginn des Anfluges hat seine Ursache in späterer Aktivierung des Autopiloten. Somit konnte sich hier eine größere Regelabweichung aufbauen.

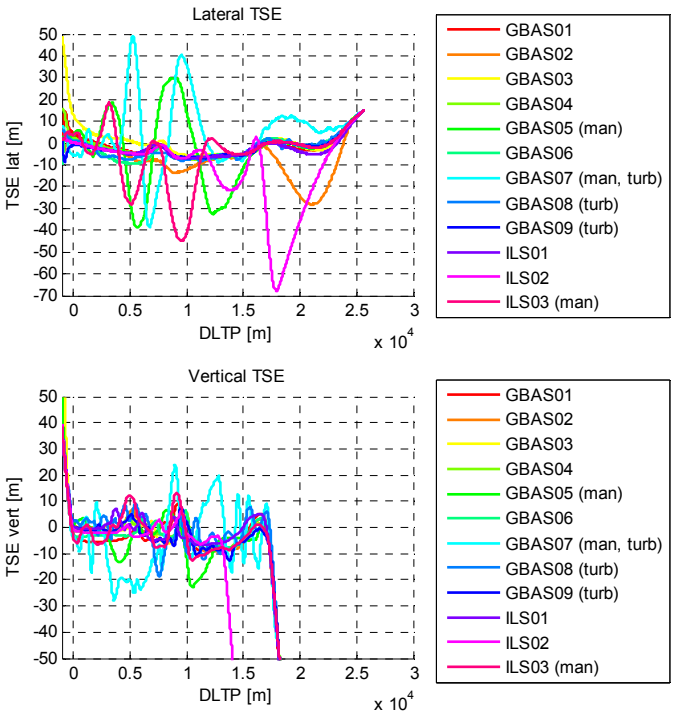


Abbildung 112: Lateraler und vertikaler TSE

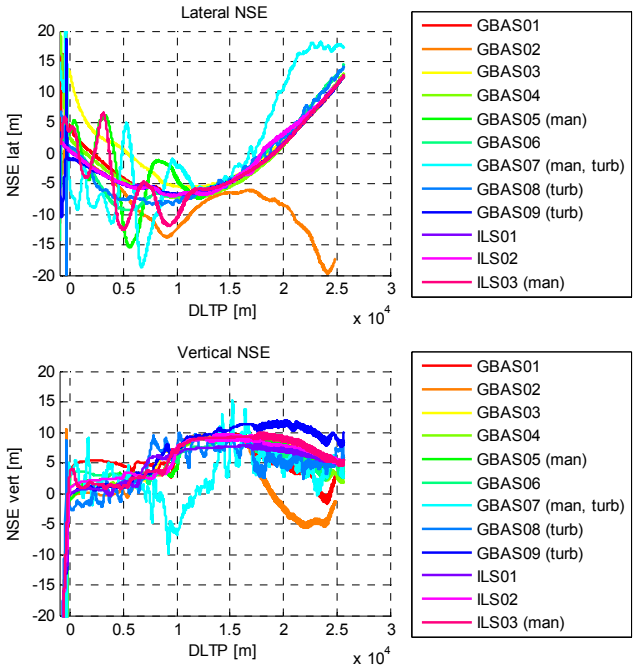


Abbildung 113: Lateraler und vertikaler NSE

Wie bereits erwähnt, enthält der NSE eine tieffrequente nichtlineare Komponente (s. Abbildung 113). Daher wurde die Differenz zwischen dem aktuellen Anflug und dem Referenzanflug „ILS01“ gebildet (s. Abbildung 114). Für die Auswertung wird dieser deltaNSE berücksichtigt.

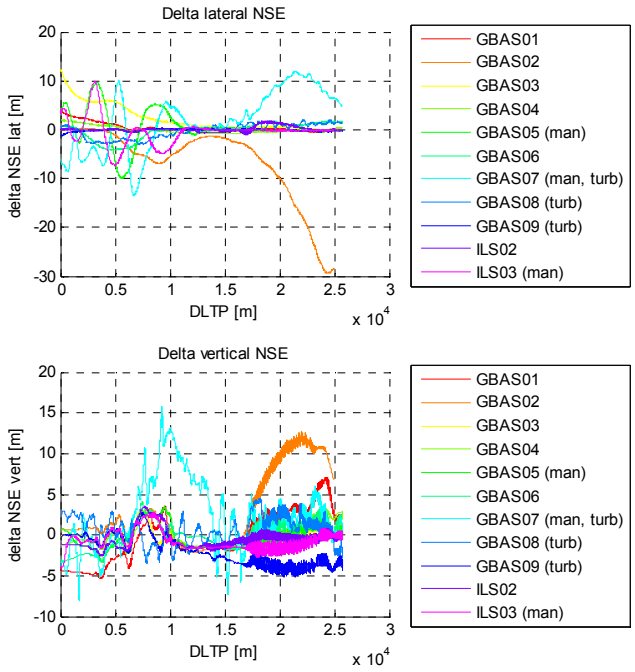


Abbildung 114: Delta NSE lateral und vertikal

Für den Anflug “GBAS 03” fällt vor allem die große laterale Abweichung mit kleiner werdender Entfernung zur Landebahnschwelle auf.

In den Anflügen, die dem Einfluss von Turbulenz unterworfen waren, ist dies deutlich beim NSE zu sehen. Das ist vor allem auf eine fehlerbehaftete Umrechnung zurückzuführen. Für

die GBAS Anflüge ist ein größer werdender NSE bei kleiner werdender Landebahnschwellendistanz zu beobachten. Für große Entfernungen zeigt der NSE Grenzen der Auflösung der 8-Bit Fließkommazahlen in der Simulation, die bei der Umrechnung über das ECEF-System entstehen. Die direkte Aufzeichnung des NSE hätte die Auswertung hier deutlich vereinfacht und sollte, wenn derartige Untersuchungen durchgeführt werden sollen, entsprechend erfolgen..

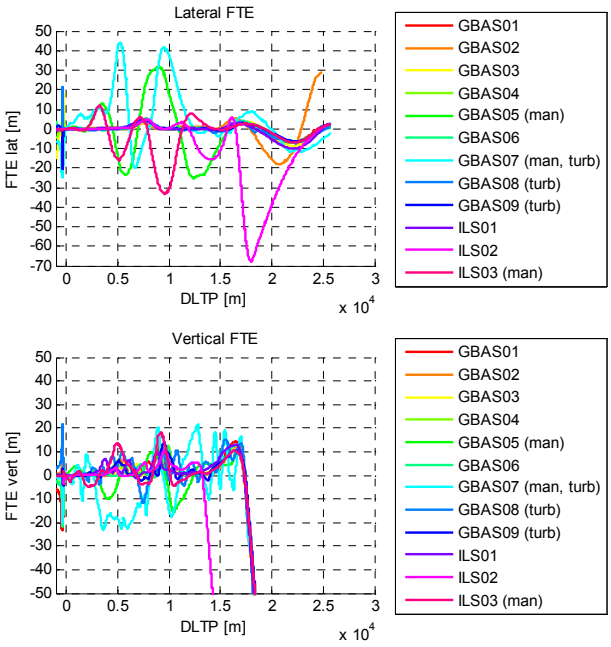


Abbildung 115: Lateraler und vertikaler FTE aller Anflüge

Abbildung 115 zeigt den lateralen und den vertikalen FTE aller Anflüge. Die späte Autopilotaktivierung während des Anfluges „ILS02“ führt zu Ablagen zu Beginn des Anfluges, die sich in erhöhten FTE Werten niederschlagen. Offensichtlich ist die große Varianz des FTE während der manuell geflogenen Anflüge.

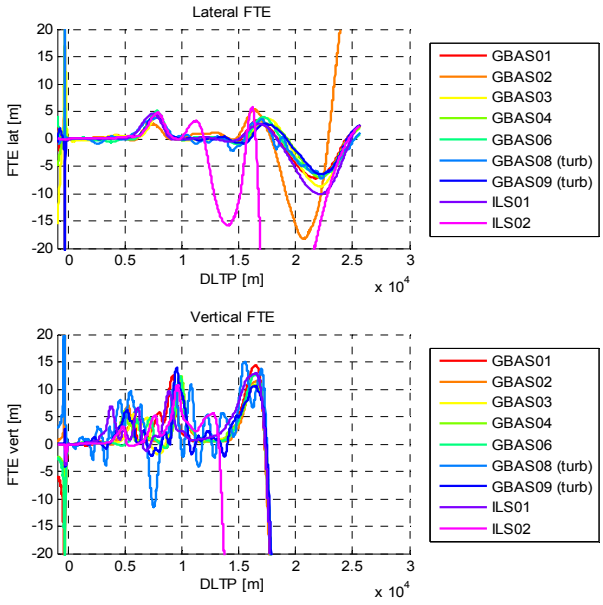


Abbildung 116: Lateraler und vertikaler FTE ohne manuell geflogene Anflüge

Um das FTE Verhalten während der automatisch durchgeführten Anflüge besser einschätzen zu können, ist in Abbildung 116 der FTE ohne die manuell durchgeführten Anflüge dargestellt. In der Lateralebene verlaufen die FTE Kurven nahezu deckungsgleich, bis auf den Anflug „ILS02“, bei dem der Autopilot spät aktiviert wurde. In der Vertikalebene ist der Einfluss der Turbulenz deutlich zu erkennen. Ein hochfrequenter Anteil kann während der beiden von Turbulenz beeinflussten Anflüge „GBAS08“ und „GBAS09“ beobachtet werden.

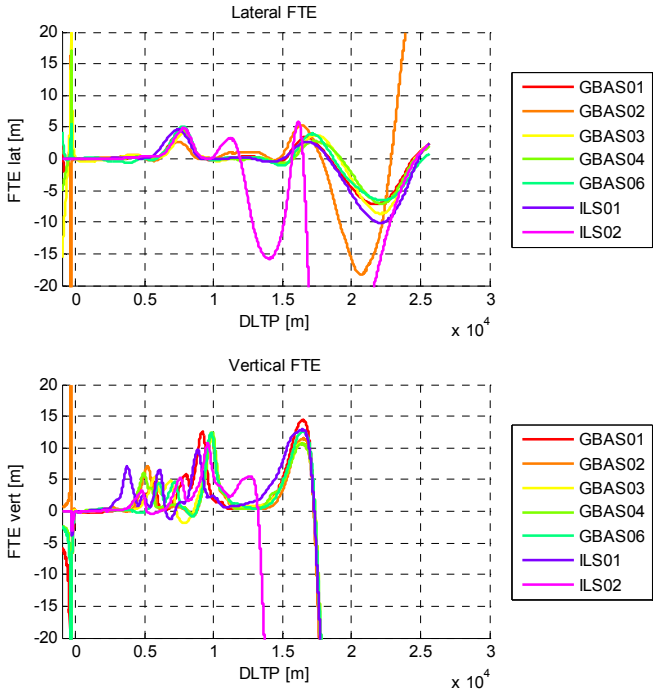


Abbildung 117: Lateraler und vertikaler FTE ohne manuell geflogene und ohne Anflüge mit Turbulenz

Letztendlich sollen auch noch die FTE Verläufe der automatisch durchgeführten Anflüge ohne Turbulenz gezeigt werden (Abbildung 117). Insbesondere in der Lateralebene weisen die FTE Kurven einen nahezu deckungsgleichen Verlauf auf. Für den Anflug „ILS02“ muss die späte Autopilotaktivierung berücksichtigt werden. Anflug „GBAS03“ zeigt keine laterale Ablage für kleiner werdende Entfernungen zum Aufsetzpunkt. Das bedeutet, dass der TSE des Flugzeuges alleine durch den NSE hervorgerufen wurde.

In der Vertikalebene ist die Übereinstimmung in den Kurvenverläufen nicht so offensichtlich. Werden jedoch die verschiedenen geografischen Positionen, an denen Klappen gesetzt werden und das Fahrwerk ausgefahren wird, berücksichtigt, wird die Übereinstimmung größer. Das Setzen der Klappen und Ausfahren des Fahrwerks führen zu Veränderungen des Trimmzustandes und damit zu einem Reglereingriff.

Abbildung 118 zeigt die Mittelwerte und Standardabweichungen des vertikalen und lateralen FTE aller Anflüge, nachdem Gleitpfad und Landekursebene erflogen wurden („captured“).

Die größte Varianz (als Quadrat der Standardabweichung) kann beim manuell durchgeführten Anflug mit Turbulenz („GBAS07“) beobachtet werden. Neben diesem Anflug ist die FTE-Varianz für alle manuell geflogenen Anflüge und Anflüge unter Einfluss von Turbulenz höher. Die höhere Varianz des Anfluges „GBAS02“ ist auf die verspätete Autopilotaktivierung und damit einhergehend höherer Regelabweichung zu Beginn des Simulationsdurchlaufes zurückzuführen. Insbesondere in der Vertikalebene zeigen die Mittelwerte und Standardabweichungen des FTE der automatisch geflogenen Anflüge ohne Turbulenz nahezu identische Werte. Ein Einfluss der verschiedenen GBAS Parameter auf

das Autopilotverhalten kann nicht identifiziert werden. Auch zwischen den GBAS Anflügen und den ILS Anflügen sind keine Differenzen erkennbar.

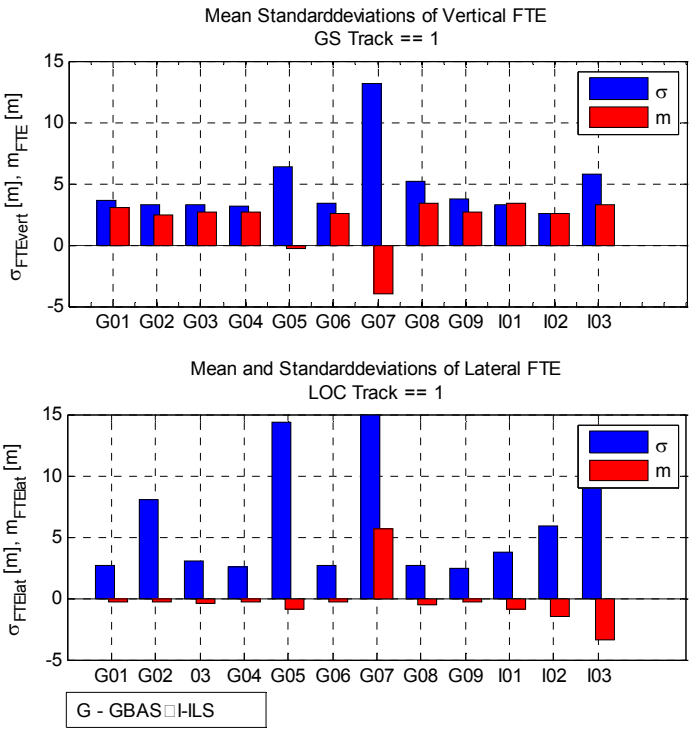


Abbildung 118: Mittelwerte und Standardabweichungen des FTE

Für die Lateralebene lassen sich oben gemachte Aussagen nicht ohne weiteres bestätigen. Es ist jedoch sichtbar, dass die Standardabweichungen des FTE der GBAS Anflüge mit Autopilot kleiner sind, als die der ILS Anflüge (außer „GBAS02“). Die Turbulenz zeigt in der Lateralebene einen geringen Einfluss, was einleuchtend ist, da die Komponenten vor allem in vertikaler Richtung wirken (und simuliert werden). Für die manuell geflogenen Anflüge ist eine Erhöhung der Standardabweichungen des FTE erkennbar.

Insgesamt kann festgestellt werden, dass der Regler in der Lage ist, den FTE mit GBAS Modifikation auszuregeln. Wenn ein GBAS ähnlicher NSE vorhanden ist, folgt der Regler diesem NSE. Obwohl die Totzeit aller GBAS Simulationsdurchläufe auf den maximalen Wert von 400 ms eingestellt war, ist ein Einfluss dieser Totzeit nicht erkennbar. Verschiedene Eckfrequenzen des Tiefpassfilters zur Simulation der Trägerphasenglättung zeigten ebenfalls keinen Einfluss, wie auch die verschiedenen K-Faktoren zur Simulation der verschiedenen Anflugkategorien. Es muss jedoch festgehalten werden, dass ein Einfluss durchaus denkbar ist, wenn die Anzahl der Versuchsdurchläufe hinreichend groß wird. Während der hier vorgestellten Versuchsreihe war die Stichprobengröße zu klein, um eine verbindliche Aussage zu ermöglichen. Unterschiede existieren für manuell geflogene und Anflüge unter Einfluss von Turbulenz. Das Pilotenverhalten wird für verschiedene Piloten Unterschiede aufweisen. Während automatisch durchgeführter Anflüge ist Turbulenz der bestimmende Faktor für den TSE (sofern der NSE innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen bleibt).

Falls in weiteren Versuchsreihen die GBAS Modifikation genutzt werden sollte, ist eine Möglichkeit zur direkten Aufzeichnung des NSE vorzusehen.

Eine detaillierte statistische Analyse des Einflusses verschiedener GBAS Parameter auf das Reglerverhalten ist mit einer PC-gestützten Monte-Carlo Simulation möglich. Hierzu wurde eine Diplomarbeit an der TU Berlin angefertigt.

2.6 DATENBEWERTUNG / ERGEBNISSE

2.6.1 GENAUIGKEITSUNTERSUCHUNG

Die Genauigkeitsuntersuchung der GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 (und nur diese wird im Folgenden betrachtet) bezieht sich auf die Ergebnisse der B-Value.

Für die GBAS Prototypeninstallation am Flughafen Frankfurt / Main kann hinsichtlich der erreichten Genauigkeitsanalyse basierend auf den B-Values der Station festgestellt werden, dass die RMS_PR_GND Werte größtenteils unter der GAD B3 Kurve liegen, diese jedoch teilweise auch überschritten wird. Alle RMS_PR_GND Werte liegen jedoch unter der GAD A3 Kurve. Für niedrige Elevationen (kleiner 30°) treten zunehmende Schwankungen in der Performance auf. Teilweise sind die Werte niedriger als B3, teilweise liegen sie an der B3 Kurve, manchmal sind sie jedoch auch größer.

2.6.2 KONTINUITÄTSUNTERSUCHUNG

Das periodische Aussetzen der Übermittlung von Korrekturen der Bodenstation, das alle 2h beobachtet werden kann und pro Ereignis ca. 10 s dauert, wirkt sich auf die Kontinuität und die Verfügbarkeit des Systems aus.

Die Verfügbarkeitsbetrachtung ergibt, dass für ein 24 h Intervall 12 Ereignisse beobachtet werden. Damit ergibt sich eine Zeit für die Nichtnutzbarkeit von 120 s. Das entspricht 0,14% der Gesamtzeit, die Verfügbarkeit für die Betrachtung dieses Einzeleinflusses läge damit bei 0,9986. Dies stellt jedoch lediglich einen Faktor dar, tatsächlich wirkt eine Vielzahl weiterer Effekte. Insbesondere das Ausfallverhalten ist hier nicht erfasst und hat vermutlich wesentlich größeren Einfluss. Genaueres wird die Langzeitbeobachtung einer zulassungsfähigen Bodenstation zeigen. Daher ist eine Angabe eines Wertes für die Verfügbarkeit nicht möglich.

In der Betrachtung der Kontinuität sähe der ungünstigste Fall so aus, dass entsprechend 12 Anflüge abgebrochen werden müssten. Dieses Szenario erfordert jedoch, dass permanent ein Anflug stattfindet, betrachtet jedoch keine Mehrfachanflüge (z.B. beim Betrieb mehrerer Landebahnen). Die Kontinuitätsforderung für das Gesamtsystem lautet $1 – 8x10^{-5}$ / 150s. Für das Teilsystem VDB ist die Forderung jedoch wesentlich enger gefasst. Die Wahrscheinlichkeit einer ungeplanten Unterbrechung des VDB soll 1×10^{-7} / 15 s nicht überschreiten (s. D7610, /49/). Das entspricht einem Risiko von $5,76 \times 10^{-4}$/Tag. Damit wäre die Kontinuitätsforderung allein aufgrund dieses Einzeleinflusses nicht mehr erfüllt. Tatsächlich muss auch für die Kontinuität damit gerechnet werden, dass zusätzliche Einflüsse wirksam werden.

In Tabelle 3 sind die Ergebnisse der verschiedenen untersuchten Einschränkungen zur Kontinuitätsbewertung zusammengefasst. Es werden dabei folgende Annahmen unterschieden:

- **xAL > xPL**: Protection Level ist größer als das Alert Limit
- **xAL > xPL, insidePAR**: Protection Level ist größer als das Alert Limit, das Flugzeug befindet sich innerhalb der Precision Approach Region (PAR)
- **xAL > xPL, insidePAR, H>DH**: Protection Level ist größer als das Alert Limit, das Flugzeug befindet sich innerhalb der Precision Approach Region (PAR) in einer Höhe über Decision Height DH=200ft (CAT-I)

	Gesamtzeit	PL > AL	PL > AL, mit Konfigurations-wechsel	PL > AL, ohne Konfigurations-wechsel	Kontinuitätsereignisse (> TTA (=3s))
xAL>xPL	11791s	143s	130s	13s	13
xAL>xPL, insidePAR	4238s	40s	40s	0s	7
xAL>xPL, insidePAR, H>DH	3779s	10s	10s	0s	0

Tabelle 3: Ergebnisse der Kontinuitätsbewertung – EDFE/ 23.01.2006/ 16:04

Wie bereits einleitend erwähnt, ist der verwendete MMR ein in der Luftfahrt zugelassenes Gerät für GBAS Anflüge nach CAT-I Kriterien. Daher sind für eine Beurteilung der Kontinuität nur Zeiten während denen sich der MMR innerhalb der PAR und über DH befand. Unter diesen Voraussetzungen konnten keine Kontinuitätsverletzungen während dieses Flugversuchs festgestellt werden.

Trotz relativ großer Entfernung der VDB-Antenne zum Egelsbacher Flughafen bzw. zu den gemessenen Flugzeugpositionen zeigt die Auswertung der Flugversuche ein gutes Ergebnis, obwohl sich ein Teil der PAR für Landebahnschwelle THR27 bereits außerhalb des vorgeschriebenen Coverage Volume befindet. Insofern sind die Vorgaben an das System in jedem Fall erfüllt.

Kontinuitätsereignisse mit Konfigurationswechsel traten hingegen nur außerhalb der PAR auf. Diese Fälle sind daher für eine Kontinuitätsbewertung des GBAS unkritisch. Sie sind größtenteils auf Abschattungsphänomene zurück zu führen, die bei Flugzeugen mit größeren Abmessungen als bei der eingesetzten Do128-6 mit ihren STOL- Fähigkeiten weit weniger Einfluss haben sollten.

Für den Frankfurter Flughafen bedeutet dies, dass der vorgeschriebene VDB- Empfang bis auf Flugplatzhöhe (DH = 0m) gewährleistet werden kann. Das zeigten auch die dynamischen Rollversuche während der Messkampagne im April 2005. In der Landephase sollten Kontinuitätsverletzungen, unabhängig von Konfigurationswechseln, nicht auftreten. In Bezug auf erforderliche Durchstartmanöver (Missed Approach) o.ä. kann der Einfluss durch Abschattungseffekte nicht ausgeschlossen werden.

Aufgrund der geringen Datenbasis ist eine Angabe zur Kontinuität nicht möglich. Es kann lediglich festgestellt werden, dass während der Flugversuche kein Kontinuitätsereignis während des Anfluges oberhalb der Entscheidungshöhe (und nur da wäre eine Bewertung sinnvoll) zu beobachten war. Ferner ist zu beachten, dass diese GBAS Betriebsart (Bodenstation in Frankfurt und Anflüge in Egelsbach) nicht vorgesehen ist und auch nicht umgesetzt werden soll. Es handelt sich also um ein experimentelles Setup.

2.6.3 MEHRWEGEAUSBREITUNGSEINFLÜSSE

Mehrwegeausbreitungseinflüsse werden in der Datenbewertung separat betrachtet, da sie eine der wesentlichen Einflussgrößen für potentielle Integritätsverletzungen darstellen. Im vorliegenden Fall ist eine Integritätsbetrachtung aufgrund der verfügbaren Daten nicht möglich.

Es konnte festgestellt werden, dass die Pseudorangefehler infolge von Mehrwegeausbreitungseinflüssen vom modellierten Verhalten (GAD-Kurven) überdeckt werden. Der grundsätzliche Verlauf folgt dem Modell (Zunahme der Mehrwegeausbreitungseinflüsse für kleine Elevationswinkel). Wird die vorgeschriebene Trägerphasenglättung verwendet, sind keine gerichteten Mehrwegeausbreitungseinflüsse feststellbar, obwohl vor allem an RSMU2 ein gerichteter Multipath beobachtet werden konnte. Die Trägerphasenglättung ist also ein geeignetes Mittel Mehrwegeausbreitungsfehler zu minimieren.

Im Ergebnis ist damit nur ein Restfehler, bestehend aus ungerichtetem Mehrwegeausbreitungsfehler und Empfängerrauschen, wirksam. Die Integrität der Korrekturinformationen der Bodenstation wird durch Multipath nicht beeinflusst. Diese Aussage ist gültig, solange keine Reflektoren innerhalb der Schutzzone um die RSMU-Antennen, die die Multipathumgebung verändern könnten, vorhanden sind. Das ist durch entsprechende Verfahren sicherzustellen. Zusätzlich ist eine Untersuchung von Auswirkungen nicht gewollter Reflektoren sinnvoll.

2.6.4 IONOSPHÄRISCHE EINFLÜSSE

Auch Restfehler infolge von ionosphärischer Dekorrelation können bei Vorhandensein ionosphärischer Gradienten maßgeblich für die Integrität sein. Daher wird auch dieser Einfluss separat betrachtet.

Basierend auf GPS Zweifrequenzmessungen, die während der Messkampagne im April 2005 aufgezeichnet wurden, wurden die Ionosphärenparameter für den Message Type MT2 ermittelt. Bislang werden von der Protoypenstation keine Ionosphärenparameter übermittelt. Die Standardabweichung der ionosphärischen Restunsicherheit wurde zu $\sigma_{vert_iono_gradient}$: = $1 \cdot 10^{-6}$ bestimmt.

Damit ist der anhand der Daten bestimmte Einfluss sehr gering.

Allerdings scheint es angebracht, Untersuchungen, gestützt durch lokale Messungen, zum Auftreten und der Stärke ionosphärischer Gradienten durchzuführen.

2.6.5 VHF FELDSTÄRKEN

Die Auswertung der gemessenen Signalstärken des Telerad VHF- Empfängers ergab, dass der Signalempfang selbst für die relativ große Distanz von der Sendestation in Frankfurt ausreichend war. Ein Ausfall der MT1- Übertragung ereignete sich in den meisten Fällen außerhalb des Coverage Volume. Dies zeigen auch die Signalstärkeplots. Die grafischen Darstellungen zeigen zudem den Einfluss des Headings des Flugzeugs auf den Empfang. Im Kurvenflug sinkt die Feldstärke. Hier spielen Abschattungseinflüsse der VHF-Antenne eine Rolle.

Im Rahmen der Zulassung von GBAS Anflugverfahren muss daher das GBAS Coverage Volume im Rahmen von Flugversuchen überprüft werden. Die Kenntnis der Empfangscharakteristik der VHF Antenne(n) an Bord des Flugzeuges (Polardiagram der Antennenempfindlichkeit) ist jedoch ebenfalls erforderlich. Hierbei muss sichergestellt sein, dass die Empfangscharakteristik der Antenne tatsächlich omnidirektional ist und keine Abschattungseinflüsse auftreten.

2.6.6 SIMULATIONSERGEBNISSE

Im Ergebnis der Simulatorversuche zum Einfluss des Spektrums des Navigationssystemfehlers auf das Regelverhalten des Autopilotsystems wurde festgestellt, dass der Regler in der Lage ist das Flugzeug auch mit dem veränderten NSE Spektrum zu führen. Bei vorhandenem GBAS ähnlichem NSE folgt der Regler diesem. Einflüsse auf die Stabilität waren trotz der Verzögerung von 400ms, mit denen die Führungsinformationen den

Eingang des Reglers erreichten, nicht beobachtbar. Auch verschiedene Eckfrequenzen des Trägerphasenglättungsfilters zeigten keinen Einfluss. Gleiches gilt für den Einfluss der K-Faktoren, durch die die Anflugkategorie eingestellt wurde. Es ist davon auszugehen, dass ein Einfluss gegeben ist, sobald die Anzahl der Anflüge gesteigert wird. Während der FFS Versuche war die Stichprobengröße zu klein um hier einen Einfluss erkennen zu können.

Unterschiede konnten für manuell und automatisch durchgeführte Anflüge und Anflüge mit Einfluss von Turbulenz festgestellt werden. Das Pilotenverhalten selbst wird durch interindividuelle Unterschiede gekennzeichnet sein.

Während der automatisch geflogenen Anflüge war die Turbulenz maßgebend für den Gesamtsystemfehler (TSE).

Im Rahmen einer Diplomarbeit an der TU Berlin wurde, mittels PC gestützter Monte-Carlo Simulation, eine statistische Untersuchung zum Einfluss verschiedener GBAS Parameter auf das Regelverhalten des Flugreglers durchgeführt.

2.6.7 IDENTIFIZIERTE TECHNISCHE VERBESSERUNGSMÖGLICHKEITEN

Im Verlauf der Voruntersuchungen an der GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 konnten Probleme in der Rohdatenerfassung festgestellt werden.

Einerseits weisen die von den Referenzempfängern ausgegebenen Schrägentfernungen zu große Werte auf (bis zu Faktor 20). Nach acht bis neun Tagen sind jeweils Sprünge der Schrägentfernungsmessungen zu beobachten. Während dieser Zeit nähern sich die Schrägentfernungen den korrekten Werten an. Anschließend baut sich wieder kontinuierlich ein großer Fehler auf. Wird anhand dieser fehlerhaften Schrägentfernungen mittels PEGASUS GNSS Solution Modul eine GPS Positionslösung berechnet, stimmt die ermittelte Position lediglich grob mit der tatsächlichen überein. Bei lateralen Positionsfehlern von teilweise mehreren Grad und einem vertikalen Positionsfehler im Kilometerbereich, lässt sich allenfalls feststellen, dass die Position in Deutschland ist.

Dieses Verhalten bei Schrägentfernungsmessungen konnte mit den beiden MDES Aufzeichnungsarten (Bandaufzeichnung und Festplattenaufzeichnung) beobachtet werden.

Für die Festplattenaufzeichnung konnten zusätzliche Aufzeichnungsprobleme beobachtet werden. In Zeiten wesentlich zu großer Pseudoranges stimmte die Auflösung der aufgezeichneten Daten nicht mit der in der Spezifikation (/3/) angegebenen überein. Dieses Verhalten war auf einen Bug in der MDES Konvertierungssoftware zurückzuführen.

Betrachtet man die von der Bodenstation erzeugten Pseudorangekorrekturen, ist festzustellen, dass diese in einem plausiblen Bereich liegen. Die mit Hilfe dieser Korrekturen bestimmten GBAS Positionen waren mit einem Positionsfehler von ca. einem Meter korrekt. Auch in der aufgezeichneten empfängerinternen Positionslösung ist kein anomales Verhalten erkennbar. Die ermittelten Positionen liegen in einem vorhersehbaren Bereich.

Die vorstehend geschilderten Probleme betreffen also nicht das interne Processing der Bodenstation, sondern sind nur für die Rohdatenerfassung relevant. Somit steht jedoch auch fest, dass die aufgezeichneten Schrägentfernungen nicht für eine Bewertung der Station herangezogen werden können und eine Auswertung nur anhand der aufgezeichneten GBAS Message Types möglich war.

Die GBAS Prototypenbodenstation SLS-3000 übermittelt den MT2 lediglich alle 15 s. In den simulierten GBAS Messages findet diese Übermittlung einmal pro Sekunde statt.

In ED-114 ist angegeben, dass der Zeitraum zwischen zwei MT 2 maximal 10 Sekunden betragen darf. Somit verhält sich die SLS-3000 in diesem Punkt nicht standardkonform.

Das Verhalten des MMR auf diese zu geringe MT 2 Update Rate kann D-7640 Borddatenauswertung entnommen werden. Ebenso ist dort ein Vergleich eines simulierten GBAS Processings mit den MMR Daten angegeben.

2.7 MÖGLICHKEITEN DER WEITEREN ENTWICKLUNG DES GBAS

Die Einführung satellitengestützter Präzisionsanflugverfahren ermöglicht mit konventionellen Navigationsmitteln nicht erreichbare operationelle Vorteile durch effizientere Anflugführung. Hierzu muss allerdings noch Forschungs- und Entwicklungsarbeit geleistet werden. Welche Fortschritte möglich sind, zeigen die von EUROCONTROL erzielten Ergebnisse in diesem Bereich (Nizza Trials – gekrümmter Endanflug, Sion Trials – Führung im Fehlanflugbereich). Der langfristige Ersatz konventioneller Anflughilfen lässt darüberhinaus eine Reduktion der Kosten bei Anschaffung und insbesondere bei der Wartung von Anflugsystemen erwarten. Während bei Verwendung der derzeit genutzten ILS Anlagen eine Installation pro Landebahnrichtung notwendig ist, ermöglicht nur eine GBAS Bodenstation den gesamten Flughafen, unabhängig von der Anzahl der Landebahnen, betrieblich zu versorgen. Gleichzeitig gestattet eine GBAS Bodenstation eine größere Flexibilität beim Aufstellungsort.

Im Zusammenhang mit erweiterten Anflugverfahren, die mit GBAS umsetzbar sind, ist auch die Führung im Fehlanflugbereich zu nennen. Hier dürfte es auch die geringsten Implikationen flugbetrieblicher Art geben. Bei Einführung gekrümmter Anflüge stellt sich die Situation komplizierter dar. So sei auf das Problem des Kreuzens einer Parallelbahn im Fehlanflugfall, sowie auf die Pilotenakzeptanz hingewiesen. Seitens der Luftfahrzeugbetreiber besteht sehr starkes Interesse an der Einführung dieser Verfahren. Auch auf die Kapazität der Flughäfen werden sich satellitengestützte Systeme und Verfahren positiv auswirken.

Es besteht weiterhin ein sehr starkes Interesse seitens der Luftraumnutzer, GBAS Anflüge nach CAT II/III durchzuführen. Derzeit wird auf internationaler Ebene an der Festlegung der Spezifikationen für die Erweiterung des GBAS auf CAT II/III gearbeitet. Dabei ergeben sich unterschiedliche technische Möglichkeiten für ein GBAS CAT II/III. Eine wesentliche Problematik liegt hier in den ionosphärischen Restfehlern. Mit einem auf Zweifrequenz-GNSS Messungen basierenden System kann diese Problematik gelöst werden. Da es jedoch keine luftfahrtzugelassenen Zweifrequenzempfänger gibt, wird eine Variante verfolgt, bei der mit umfangreichen Monitoringlösungen der ionosphärische Gradient eliminiert werden kann. Eine weitere Option stellt die Verwendung von Zweifrequenzempfängern in der Bodestation dar.

In Zusammenhang mit weiteren Entwicklungen des GBAS ist das geplante europäische Satellitennavigationssystem GALILEO von Bedeutung. GALILEO wird aufgrund seiner Signalstruktur und höherer Sendeleistung ein wesentlich robusteres Signal zur Verfügung stellen, als das GPS L1 Signal und somit unempfindlicher gegenüber hochfrequenten Störungen sein. Der Safety of Life Service stellt Integritätsinformationen zur Verfügung, die die Integrität gemäß den ICAO Standards sicherstellen. Durch den Einsatz von zwei Frequenzen steigt die Genauigkeit durch exakte Bestimmung des lokalen Laufzeitfehlers infolge ionosphärischer Refraktion. Der Einfluss ionosphärischer Gradienten auf die Integrität entfällt. Schließlich steigt auch die Verfügbarkeit, da dann inklusive der bereits vorhandenen GPS Satelliten, insgesamt über 60 Navigationssatelliten zur Verfügung stehen werden. Bei Einbindung weiterer Kernsysteme (z.B. GLONASS) erhöht sich die Anzahl entsprechend. Somit wäre z.B. auch in engen Tälern stets eine ausreichende Satellitenkonfiguration mit ausreichender Geometrie (DOP-Faktor) gegeben. GALILEO allein soll die Anforderungen für Anflüge mit vertikaler Führung (APV) erfüllen. In Verbindung mit bodengestützten Erweiterungen (GBAS) ist das Erreichen der Leistungsfähigkeit für Anflüge nach CAT II/III möglich. Da Anflüge dieser Kategorien automatisch durchgeführte Landungen sind, stellen sie besondere Anforderungen an die Sicherheit und somit die Leistungsfähigkeit des Systems.

2.8 ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Im Teilvorhaben GBAS des K-ATM hat die TU Berlin das Arbeitspaket AP 7600 – Datenaufzeichnung und –auswertung bearbeitet, mit der Zielsetzung:

- Auswertung der in AP 7340, AP 7520 und AP 7530 gewonnenen Daten,
- Nachweis der Funktion des GBAS sowie seiner Komponenten,
- Aufdeckung möglicher technischer Fehler und
- Legen von Grundlagen für die Weiterentwicklung.

Da während der Laufzeit des Vorhabens aufgrund herstellerseitiger Verzögerungen keine zulassungsfähige GBAS Bodenstation verfügbar war, wurden die benötigten Daten vorwiegend unter Verwendung der GBAS Prototypenstation Honeywell SLS-3000 in Frankfurt / Main aufgezeichnet.

Das Arbeitspaket gliedert sich in die Einzelpakete:

- AP 7610 – Konzept und Definition der Datensammlung und –auswertung
- AP 7620 – Entwicklung und Beschaffung der Tools
- AP 7630 – Auswertung Bodendaten
- AP 7640 – Auswertung Borddaten
- AP 7650 – Bewertung der Daten

Den Ausgangspunkt der Arbeiten bildete die Erstellung des Konzeptes der Datenauswertung. Dazu wurde von der geforderten Leistungsfähigkeit des GBAS ausgegangen und die verschiedenen auf die Leistungsfähigkeit wirkenden Einflüsse bestimmt. Anschließend wurden Verfahren und Methoden zur Erfassung dieser Einflüsse identifiziert und entwickelt. Außerdem wurde ein Vorgehen für die den Zulassungsprozess unterstützende Datenauswertung entwickelt.

Im nächsten Schritt mussten die für die Auswertung nötigen Tools beschafft und entwickelt werden. Kernelement der Auswertetools stellten die EUROCONTROL PEGASUS Tools dar. Fehlende Funktionalitäten und Tools zur Umsetzung selbst entwickelter Verfahren wurden durch die TU Berlin als MATLAB Skripte und Funktionen erstellt. Gleichzeitig fand ein kontinuierlicher Austausch mit der Entwicklergruppe der PEGASUS Tools statt. Einerseits um Rückmeldung über die Tools selbst (z.B. Bugreports), als auch Impulse für die weitere Entwicklung zu geben (z.B. Vergleich verschiedener Filtertopologien für das PEGASUS Multipath Modul). Die Planung sah eine Fertigstellung des AP 7620 zum 30.06.2005 vor. Der Grundstock der Toolentwicklung und –beschaffung war bis dahin auch abgeschlossen. Mit fortschreitendem Erkenntnisgewinn mussten jedoch die Tools angepasst werden und auch die PEGASUS Tools wurden fortlaufend aktualisiert, so dass hier eine permanente Aktivität gefordert war.

Im Rahmen der Bodendatenauswertung wurde zunächst die Datenaufzeichnung der GBAS Prototypenstation untersucht. Dabei wurden Fehler in der Datenausgabe und -aufzeichnung durch die Bodenstation festgestellt, die jedoch nicht ihr internes Verhalten betrafen. Die Übermittlung von Korrekturinformationen funktionierte weitgehend, allerdings auch nicht ganz den Standards entsprechend. Hier ist vor allem das regelmäßig auftretende Einbrechen der Übermittlung von Korrekturinformationen, als auch eine fehlerhafte Übermittlungsrate der GBAS Informationen (MT2) zu nennen. Während der Messkampagne am Flughafen Frankfurt / Main im April 2005 konnte dennoch gezeigt werden, dass trotz dieser Unzulänglichkeiten aufgrund des Prototypenstatus eine korrekte GBAS Funktion gegeben war. Anhand dieser Daten wurde auch eine Genauigkeitsbewertung der Bodenstation

durchgeführt. Als Ergebnis wurde festgestellt, dass die Genauigkeit für Betrieb nach Anflugkategorie CAT I hinreichend ist (Genauigkeitsklasse besser A3). Im Rahmen der Genauigkeitsbewertung wurden verschiedene Bewertungsverfahren miteinander verglichen (B-Value und CMC Analyse), sowie eine gezielte Untersuchung zu Mehrwegeausbreitungseinflüssen an den Bodenstationsantennen durchgeführt. Auch hier wurden verschiedene Verfahren untersucht und ein Verfahren als Bewertungsverfahren vorgeschlagen. Die Ergebnisse dieser Arbeiten wurden der europäischen Fachgruppe (LATO) und während des Annual Meeting 2007 des Institute of Navigation präsentiert. Während der Messkampagne im Januar 2006 stand schließlich spezielles Equipment zur Untersuchung von Mehrwegeausbreitungseinflüssen leihweise von EUROCONTROL zur Verfügung. Diese Ergebnisse wurden mit denen der anderen Verfahren verglichen. Mit Aktualisierung der PEGASUS Tools wurde schließlich in den PEGASUS Tools eine Funktionalität zur Auswertung nach der CMC Analyse integriert. Mit den Daten der Vermessung der Antennestandorte der GBAS Station in Bremen wurde das Modul untersucht und Verbesserungsvorschläge für die verwendeten Filter gemacht. Ferner wurden die Ionosphärenparameter des MT2 der Prototypenstation bestimmt. Es war vorgesehen, Untersuchungen zum Einfluss lokaler ionosphärischer Gradienten durchzuführen. Nicht zuletzt aus Zeitgründen konnten diese Arbeiten innerhalb der Projektlaufzeit nicht abgeschlossen werden.

Im Rahmen der Borddatenauswertung wurden Untersuchungen anhand von statischen und dynamischen Daten der Messkampagne im April 2005 durchgeführt. Hier sei auf den Vergleich der simulierten GBAS Position mit der aufgezeichneten GBAS Position des GBAS MMR hingewiesen. Dabei konnte festgestellt werden, dass die Leistungsfähigkeit des MMR besser als die geforderte ist. Ferner wurde das Verhalten des MMR auf die periodischen Unterbrechungen in der Übermittlung von Korrekturinformationen der Bodenstation untersucht. Auch hier wurde stets eine korrekte und rechtzeitige Warnung ausgegeben. Anhand der Daten der Messkampagne mit dem Forschungsflugzeug der TU Braunschweig am Flughafen Egelsbach unter Nutzung der GBAS Prototypenstation und dem EUROCONTROL MMR wurden Untersuchungen zur Kontinuität und zur VHF Signalabdeckung durchgeführt. Hinsichtlich der Kontinuität wurde eine einwandfreie Funktion festgestellt. Auch die Signalabdeckung war stets ausreichend. Dieser positive Sachverhalt war gegeben, obwohl mit der Installation der Prototypenstation in Frankfurt / Main keine GBAS Funktionalität für Egelsbach geplant war. Ferner wurde an der TU Berlin eine Versuchsreihe im A330 / A340 Full Flight Simulator mit dem Ziel der Identifizierung von Einflüssen der spektralen Verteilung des GBAS Navigationssystemfehlers auf das Regelverhalten des Autopilotsystems durchgeführt. Dabei war kein Einfluss des gegenüber dem ILS veränderten NSE Spektrum auf das Regelverhalten erkennbar. Es wurde festgestellt, dass Turbulenz und vor allem menschliches Regelverhalten deutlich größeren Einfluss auf den Gesamtsystemfehler als Summe aus Navigations- und Flugtechnischem Fehler (der Regelabweichung) haben. Die Ergebnisse dieser Arbeiten wurden der internationalen Fachgruppe (I-GWG) und während des Annual Meeting 2007 des Institute of Navigation präsentiert.

Mit der GBAS Funktionalität im A330 / 340 wurde der Kern für herstellerunabhängige GBAS Untersuchungen für GBAS CAT II/III Weiterentwicklung gelegt. Damit steht eine in Deutschland einmalige Forschungsinfrastruktur für GBAS CAT II/III Untersuchungen zur Verfügung.

Hinsichtlich der Datenbewertung sind die Randbedingungen, unter denen diese aufgezeichnet wurden, zu berücksichtigen. Die Daten wurden unter Verwendung einer GBAS Prototypenbodenstation und die Borddaten unter Verwendung eines experimentellen Bordsetups aufgezeichnet. Unter den gegebenen Bedingungen sind die Ergebnisse gut. Das Verhalten der Systemkomponenten entsprach den Erwartungen. Die Leistungsfähigkeit lag innerhalb der Limits. Dennoch waren Abweichungen von den Standards für die Bodenstation feststellbar. Im Ergebnis konnt jedoch vor allem gezeigt werden, dass GBAS Anflüge mit der geforderten Leistungsfähigkeit möglich sind.

Im Rahmen des Projektes wurde eine Strategie für Datenauswerteprozesse im Rahmen der Zulassung des GBAS entwickelt. Aktuelle internationale Bestrebungen gehen in Richtung einer Harmonisierung dieser Auswerteprozesse. Die geleisteten Arbeiten stellen hier eine Grundlage dafür dar.

Aufgrund der erzielten Ergebnisse ist eine Fortführung der Arbeiten zur Datenauswertung der TU Berlin zum GBAS in Unterauftragnahme der DFS vorgesehen. Hier soll es um eine Weiterentwicklung der Mehrwegeausbreitungsuntersuchungsverfahren gehen. Diese sollen international vereinheitlicht werden um vergleichbare Ergebnisse zu erhalten. Eines der Ergebnisse der Arbeiten der TU Berlin zu diesem Thema war, dass die Ergebnisse der CMC Analyse stark vom verwendeten Algorithmus abhängen und daher nur relative Vergleiche möglich sind.

Ferner sollen Verfahren zur Bestimmung ionosphärischer Gradienten entwickelt werden. Dabei sollen anhand von Zweifrequenz- (L1C/L2P) Schrägentfernungsmessungen zeitliche und geografische ionosphärische Gradienten bestimmt werden. Die zeitlichen ionosphärischen Gradienten sollen basierend auf den Daten eines Empfängers bestimmt werden. Liegen Daten eines zweiten Empfängers vor, sollen auch räumliche ionosphärische Gradienten bestimmt werden können. Das zu entwickelnde Verfahren soll weitestgehend Trägerphasenmessungen zur Bestimmung der ionosphärischen Gradienten verwenden.

QUELLENVERZEICHNIS

/1/ Bauer, M.: Vermessung und Ortung mit Satelliten. 5. Auflage, Heidelberg 2003

/2/ DFS: LUFO III Verbundvorhaben Kooperatives Air Traffic Management Gesamtprojektbeschreibung. Version 1.0. 26.06.2003

/3/ DFS: Spezifikation Datenaufzeichnung, satnav Differentialstation Frankfurt. Revision 1.6, August 2003

/4/ DFS, Dr. Felix Butsch, Olaf Weber, Dr. Winfried Dunkel: GNSS Interference Monitoring System GIMOS, Langen 2002

/5/ DFS, D7200 GBAS CAT I Concept of Use V0.4, Langen, September 2005

/6/ EUROCAE: Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Opoerations – ED-114, Paris September 2003

/7/ EUROCONTROL: Category-I (CAT-I) Ground Based Augmentation System (GBAS) Post Concept Functional Hazard Assessment, Version 1.1, Mai 2004

/8/ EUROCONTROL: EEC Report No. 342 EGNOS Operational Test and Validation for Civil Aviation, Dezember 1999

/9/ EUROCONTROL: EEC Report No. 346 GNSS Performance Validation Summary, April 2000

/10/ EUROCONTROL: GOV Methodology EGNOS Operational Validation, Edition 1.4, Juli 2004

/11/ EUROCONTROL: MARS3 Interface Control Document, 20.03.2006 (PEGASUS V 4.12)

/12/ EUROCONTROL: MARS3 Software User Manual, 20.03.2006 (PEAGASUS V 4.12)

/13/ EUROCONTROL: MARS3 Technical Note for PEGASUS, 20.03.2006 (PEGASUS V 4.12)

/14/ EUROCONTROL NISG: GBAS CAT I Validation Status, NISG/2 WP8, 15.07.2004

/15/ EUROCONTROL NISG: PEGASUS and MARS Tool Status, NISG/2 WP7, 15.07.2004

/16/ EUROCONTROL: PEGASUS Software User Manual, Issue N, 19.04.2005

/17/ EUROCONTROL: PEGASUS GNSS_Solution Software User Manual, Issue 1, Rev. B, 19.04.2005

/18/ EUROCONTROL: PEGASUS Aircraft Dynamics Module Software User Manual, Issue B, 19.04.2005

/19/ EUROCONTROL: PEGASUS Procedure Visualisation Module Software User Manual, Issue B, 19.04.2005

/20/ EUROCONTROL: PEGASUS Module Convertor, Software User Manual, Issue L, 07.03.2005

/21/ EUROCONTROL: PEGASUS Module Filewatch Software User Manual, Issue D, 19.04.2005

/22/ EUROCONTROL: PEGASUS Module MFileRunner, Issue L, 16.03.2005

/23/ EUROCONTROL: PEGASUS Interface Control Document, Issue D, 19.04.2005

/24/ EUROCONTROL: PEGASUS Receiver Configuration Document, Issue 0C, 19.04.2005

/25/ EUROCONTROL: PEGASUS GNSS_Solution Design Justification, Issue 1, Rev. C, 19.04.2005

/26/ EUROCONTROL: PEGASUS GNSS_Solution Change Document, Issue 1, Rev. F, 19.04.2005

/27/ EUROCONTROL : GNSS_Solution – WinGPSAll Module Comparison, Issue 1, Rev. B, 19.04.2005

/28/ FAA: Specification FAA-E-2937A Category I Local Area Augmentation System Ground Facility, April 2002

/29/ Gellert, W.: Kleine Enzyklopädie der Mathematik. 3. Auflage. Leipzig 1968

/30/ Hofmann-Wellenhof, B., Lichtenegger H., Collins J.: GPS Theory and Practice, Third Edition, 1994

/31/ Honeywell Aerospace: DGPS-Satellite Landing Systems, http://content.honeywell.com/dses/assets/datasheets/sls-3000-presentation.pdf,

/32/ ICAO: EUR DOC 012 European Guidance Material on Continuity of Service Evaluation in Support of the Certification of the ILS & MLS Ground Systems, First Edition, Dezember 2002

/33/ ICAO: ICAO-Annex 10, Volume I, “Aeronautical Telecommunications”. Fifth Edition. Juli 1996

/34/ Lipp A., Storey J. : Contribution to the Validation of the Airborne Multipath Requirements, GNSS P Working Group B Canberra 2000

/35/ Mansfeld, W.: Satellitenortung und Navigation. Braunschweig/Wiesbaden 1998

/36/ Murphy, Tim: A Noise Model for Simulation of Nominal GBAS Errors to Support Airworthiness Certifications, Montreal, 2004

/37/ NIMA: Department of Defense World Geodetic System 1984, third Edition, Ammendment I, 2000

/38/ Ober, P.B., Farnworth, R., Breeuwer, E.: SBAS Integrity Verification, Proceedings of ION GPS, September 2001

/39/ Oppenheim, A.V., Willsky A.S.: Signale und Systeme – Lehrbuch, Weinheim 1989

/40/ Parkinson, B.W.: Global Positioning System, Theory and Applications, Volume I und II, Washington 1996

/41/ Priebs , Prof. Dr.-Ing. R.: Skript zur Vorlesung „Ortung und Navigation“, TU-Berlin, 1998

/42/ Rockwell Collins, Inc.: Interface Control Document for the Global Landing Unit GLU-9XX with ILS, GNSS, GLS, FLS, ILS/FLS Functions, Rev. 005, 29.04.2005

/43/ RTCA: Minimum Aviation System Performance Standards for the Local Area Augmentation System (LAAS), DO-245, Washington, 1998

/44/ RTCA: Minimum Operational Performance Standards for the GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment, DO-253, Draft 4, Washington, 03.05.2001

/45/ Schüttpelz, A.: Comparison of Code-Minus-Carrier and B-Value Analysis as Methodologies to Evaluate the Accuracy of GBAS Ground Stations, Proceedings of The 63rd Annual Meeting of the Institute of Navigation, Cambridge/MA, 2007

/46/ Schüttpelz, A.: Full Flight Simulator testing the influence of the spectral content of the navigation system error during automatically flown approaches, Proceedings of The 63rd Annual Meeting of the Institute of Navigation, Cambridge/MA, 2007

/47/ Townsend, B., Fenton P.C., Van Dierendonck, K.J., Van Nee, R.D.J.: L1 Carrier Phase Multipath Error Reduction Using MEDLL Technology, ION GPS Palm Springs, California 1995

/48/ Townsend, B., Wiebe, J., Jakab, A.: Results and Analysis of Using the MEDLL Receiver as a Multipath Meter, ION National Technical Meeting, Anahiem, CA, 2000

/49/ TU Berlin, Schüttpelz, A.: K-ATM / GBAS D 7610 “Konzept der Datenerfassung und Datenanalyse”, Berlin 2004

/50/ TU Berlin, Schüttpelz, A., Younis E.: K-ATM / GBAS D 7620 “Datenauswertungstools”, Berlin 2005

/51/ TU Berlin, Schüttpelz, A.: K-ATM / GBAS D 7630 „Bodendatenauswertung“, Berlin Juli 2007

/52/ TU Berlin, Schüttpelz, A., Dzikus N.: K-ATM / GBAS D 7640 “Borddatenauswertung”, Berlin Juli 2007

/53/ TU Berlin, Schüttpelz, A.: K-ATM / GBAS D 7650 „Datenbewertung“, Berlin, Juli 2007

/54/ TU Braunschweig Institut für Flugführung: CESAR Abschlußbericht, Förderkennzeichen 20 S 9607 A, Braunschweig, Berichtszeitraum: 01.07.1996 bis 31.12.1998

/55/ UNAVCO: teqc Toolkit, http://facility.unavco.org/software/teqc/teqc.html, 16.12.2005

/56/ Unbekannt: Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces; Interface Control Document, Rev. C, 10.10.1993

/57/ Universität Rostock, Geoinformatik Service: Cycle Slip – Geoinformatik Lexikon, http://www.geoinformatik.uni-rostock.de/einzel.asp?ID=-1876760336, 30.06.2001