



---

# **Luftfahrtforschungsprogramm VI Erster Aufruf 2020-2024 (LuFo VI-1) Programmlinie "KMU"**

## **Verbundvorhaben GLASS – GLS Anflüge basierend auf SBAS GLASS**

Verbundführer: TFC Flugbetrieb und -technik  
Beratungsgesellschaft mbH  
Ansprechpartner: Christian Käufer  
Geplante Laufzeit: 01.01.2020 bis 31.12.2022  
Geschäftszeichen: 1003 86988

### **Einzelvorhaben**

## **Umsetzung neuartiger Systemkonzepte für Anflugverfahren**

### **Schlussbericht**

Partner: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Ansprechpartner: Thomas Dautermann  
Geplante Laufzeit: 01.01.2020 bis 31.12.2022  
Förderkennzeichen: 20Q1933C

Gefördert durch:



Bundesministerium  
für Wirtschaft  
und Klimaschutz

aufgrund eines Beschlusses  
des Deutschen Bundestages

Juli 2024

Version: 1.2

---

## **Impressum**

Autor, Organisation: Thomas Dautermann, DLR  
Verantwortlicher, Organisation: Thomas Dautermann, DLR  
zuletzt geändert/gespeichert: 31.07.24  
Anzahl Seiten: 219

## **Datenschutz und Geheimhaltung**

Mit Bezug und im Vorgriff auf die für dieses Luftfahrtforschungsprojekt zu schließende Geheimhaltungs- und Kooperationsvereinbarung verpflichtet sich jeder der nachfolgend genannten Partner bereits jetzt, die von den anderen Partnern erhaltenen Informationen mit der gleichen Sorgfalt zu behandeln, mit der er eigene Geschäfts- und Betriebsgeheimnisse schützt.

© Copyright 2024: nachfolgend gelistete Verbundpartner (in alphabetischer Reihenfolge):

DLR - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.

FAV - f.u.n.k.e. Avionics GmbH

TFC - Flugbetrieb und-technik Beratungsgesellschaft mbH

*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.*

## Änderungsübersicht

Version	Datum	Änderungen	Autor, Firma
0.1	08.03.2024	Dokument angelegt	Thomas Dautermann, DLR
1.0	14.6.2024	Dokument finalisiert und reviewed	Thomas Ludwig, Thomas Dautermann DLR
1.1	29.07.2024	Forschungskapitel eingefügt statt verlinkt, BMWI Logo eingefügt,	Thomas Dautermann, DLR
1.2	31.7	Reviewd	Thomas Ludwig, DLR

# INHALTSVERZEICHNIS

<b>INHALTSVERZEICHNIS</b> .....	<b>4</b>
<b>ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS</b> .....	<b>5</b>
1. AUFGABENSTELLUNG .....	6
2. ZIELE.....	8
2.1. Förderpolitisches Ziel .....	8
2.2. Technologische Ziele.....	8
3. STAND DER WISSENSCHAFT UND TECHNIK.....	9
3.1. Vorarbeiten, Schutzrechte und Konkurrenzsituation .....	9
3.2. Bisherige Arbeiten und Einbettung in andere Vorhaben .....	9
3.3. Kompetenz und Innovationsbeitrag.....	10
3.4. Erklärung Schutzrechte und Schutzrechtsanmeldungen.....	10
4. VERWENDETE FACHLITERATUR.....	11
5. VERWENDUNG DER ZUWENDUNG UND DES ERZIELTEN ERGEBNISSES .....	15
5.1. Unterstützung Funke Avionics .....	15
5.2. Unterstützung TFC.....	15
5.3. Internationale Standardisierung.....	15
5.4. Unterstützung bei Validierung.....	15
5.5. Wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises .....	15
5.6. Verwertbarkeit des Ergebnisses.....	16
Die Ergebnisse wurden als wissenschaftliche Veröffentlichungen verwertet. Weiterhin werden Folgeprojekt, welche die GLASS Technologie benutzen beantragt bzw. laufen bereits als DLR internes Projekt. ....	16
5.7. Während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen .....	16
5.8. Erfolgten und geplante Veröffentlichungen des Ergebnisses .....	16
6. WISSENSCHAFTLICHE ERGEBNISSE (ÜBERSETZT MIT DEEPL).....	18
6.1. Erweiterung des Zugriffs auf die Localizer-Leistung bei vertikalen Anflügen mit Hilfe eines SBAS-GBAS-Konverters.....	18
6.2. Software-Sicherheitsgarantie für GPS-gestützte Landehilfen ohne Flugzeuge.....	37
6.3. Ein operationelles Konzept zum Fliegen von GLS-Ansätzen mit satellitengestützten Augmentierungssystemen	53
6.4. Vorteile für griechische Regionalflughäfen durch innovative Anflugtechnik mit einem LPV-GLS-Konverter: Eine Fallstudie für Korfu und Thessaloniki .....	71
6.5. Flugerprobung von GLS-Anflügen, ermöglicht durch Wide Area Corrections in Kerkyra, Griechenland.....	84
6.6. Entwurf und Test von RNP AR zu SBAS LPV Anflügen auf den Flughafen Salzburg .....	92
6.7. Hardware-in-the-Loop-Simulation von Hubschrauber-Pins-Prozeduren mit GLS-Avionik und einem SBAS-GLS-Konverter .....	116
7. APPENDIX A SCIENTIFIC RESULTS.....	2
7.1. Extending access to Localizer Performance with Vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter.....	2
7.2. Software Safety Assurance in Non-Airborne GPS Based Landing Aids .....	21
7.3. An Operational Concept Flying GLS Approaches Using Satellite Based Augmentation Systems .....	36
7.4. Benefits for Greek Regional Airports Through Innovative Approach Technology using an LPV to GLS Converter: A Case Study for Corfu and Thessaloniki.....	53
7.5. Flight Testing GLS Approaches enabled by Wide Area Corrections in Kerkyra, Greece .....	65
7.6. Design and Testing of RNP AR to SBAS LPV Approaches into Salzburg Airport .....	74
7.7. Hardware in the loop simulation of helicopter pins procedures using GLS avionics and an SBAS to GLS converter.....	95

# ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS

AAL	Augmented Approaches to Land
ANASTASIA	Airborne new and Advanced satellite techniques and technologies in a system integrated approach
ATO	Approved Training Organisation
BAF	Bundesaufsichtsamte für Flugsicherung
DFS	Deutsche Flugsicherung GmbH
DLH	Deutsche Lufthansa
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
EASA	European Union Aviation Safety Agency
EGNOS	European Geostationary Navigation Overlay Service
ESA	European Space Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FAS	Final Approach Segment
FCS	Flight Calibration Services
FMS	Flight Management Systems
GBAS	Ground Based Augmentation System
GLASS	GLS Anflüge basierend auf SBAS
GLS	GBAS Landing System
GNSS	Global Navigation Satellite System
HAP	Hauptarbeitspaket
HETEREX	Heterogener komplexer Luftverkehr
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFR	Instrument Flight Rules
ILS	Instrument Landing System
IMPROWE	IMplementing Rnp Operations With Egnos
KMU	Kleine und Mittlere Unternehmen
LiLOS	Leistungsfähige innovative lokale Satellitennavigation für die Luftfahrt
LINA	Local Integrity Navigation Augmentation
LPV	Localiser Performance with Vertical Guidance
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm
MS	Meilenstein
PANS OPS	Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations

PBN	Performance Based Navigation
SBAS	Satellite Based Augmentation System
SESAR	Single European Sky ATM Research
VDB	VHF data broadcast
VFR	Visual Flight Rules
VHF	Very High Frequency

## **1. Aufgabenstellung**

Durch steigende Verfügbarkeit moderner Navigationssysteme in Flugzeugen wächst parallel dazu die Möglichkeiten der Nutzung satellitenbasierter Navigation auch an Flughäfen bzw. Flughafennahbereichen. Besonders im Bereich der Anflug- und Landeunterstützung ist man dabei, das herkömmliche Instrumenten-Landesystem (ILS) durch satellitengestützte Systeme zu ergänzen. Die Navigation mit Satellitensignalen basiert auf Signallaufzeitmessungen vom Satelliten zum Empfänger, Kenntnis der Satellitenposition und darauffolgender Triangulation. Diese ist jedoch aufgrund von atmosphärischen Störungen und Rauschen horizontal und vertikal nur mit einer Genauigkeit von einigen Metern möglich. Daher müssen diese Landeunterstützungssysteme mittels Ergänzungssysteme verbessert werden, da sie sonst nicht den hohen Anforderungen für Präzisionsanflüge genügen. Solche Ergänzungen können dabei durch zwei unterschiedliche Verfahren realisiert werden. Zum einen gibt es das, durch Satelliten ergänzte Satellite Based Augmentation System (SBAS) und ein durch eine lokale Bodenstation ergänztes Ground Based Augmentation System (GBAS). GBAS und SBAS unterstützen dabei die Positionsbestimmung durch die Ausstrahlung von Korrektursignalen. Dies erzeugt eine deutlich erhöhte Genauigkeit der Positionsbestimmung, die ausreichend ist, auch in der Vertikalen eine Führung von Luftfahrzeugen in 3 Dimensionen zu ermöglichen. Weiterhin überträgt die Bodenstation Integritäts-Informationen, die die Zuverlässigkeit der Korrektursignale garantieren.

Sowohl GBAS als auch SBAS ermöglichen nun dreidimensionale Präzisionsanflüge bis zu einer Entscheidungshöhe von 200 Fuß über der Landebahnschwelle. Aber, während GBAS, analog zum klassischen Instrumentenlandesystem, eine Bodenstation am Flughafen benötigt, wird das SBAS Signal vom Betreiber den Nutzern kostenlos zur Verfügung gestellt. Dieser erhebliche Kostenvorteil ist vor allem für Regionalflughäfen interessant, an denen ein niedrigeres Verkehrsaufkommen eine GBAS Bodenstation unwirtschaftlich machen würde. Weiterhin sind die Airliner für den kommerziellen Personentransport in der Regel nur mit GBAS ausgerüstet, Businessjets und die allgemeine Luftfahrt haben nur ein SBAS zur Verfügung.

Im Rahmen des geplanten Vorhabens GLASS (GLS Anflüge basierend auf SBAS) soll nun der Luftfahrt ein kostengünstiges System zur Verfügung gestellt werden, welches auf einer Kombination der Vorteile beider Augmentierungssystemen beruht. Es kombiniert einen SBAS-fähigen GNSS-Empfänger mit einer Datenbank und einem GBAS-konformen Datenlink. Die vom SBAS-Satelliten empfangenen Korrektur und Integritätsdaten werden vom Gerät in GBAS-kompatible Strukturen umgewandelt und mit dem FAS-Datenblock ans Flugzeug gesandt. Dadurch

können die Ablagen direkt an den Autopiloten gesendet werden und automatische Landungen ermöglichen. Das Funktionsprinzip von GLASS verwendet auf der einen Seite den existierenden SBAS-Datenlink, über den die Korrektur- und Integritätsdaten empfangen werden, und auf der anderen Seite den existierenden GBAS-VDB-Datenlink, mittels dessen diese Daten zusammen mit den Anfluginformationen an die Flugzeuge mit vorhandener GLS-Anflugfähigkeit gesendet werden. Dazwischen befindet sich das neu entwickelte GLASS-System welches die Verbindung zwischen den beiden Teilsystemen herstellt.

In den vorangegangenen LuFo Projekten LINA, HETEREX und LiLOS entwickelten die GLASS-Partner DLR und f.u.n.k.e. AVONICS (FAV) bereits einen Empfänger, der GBAS für die allgemeine Luftfahrt zur Verfügung stellt. In dem GLASS-Verbundvorhaben kann nun auf die Erfahrungen und Fähigkeiten aufgebaut werden, um den neuen SBAS- zu GBAS-Umsetzer in Verbindung mit einem entsprechenden VDB-Transmitter soweit zu entwickeln und aufzubauen, dass eine Zulassung durch die entsprechenden Behörden ermöglicht werden kann. Die neuen GLASS-Algorithmen wurden dabei vom DLR entwickelt, das auch das deutsche Patent auf dem System GLASS hält. Weitere internationale Patente sind angemeldet. Durch das breite Anwendungsspektrum von GLASS, von Einsatz als Landesystem für kleinere Flugplätze über Helikopter-Landehilfe bis hin zum mobilen Landesystem, ist gerade auch der Einsatz als kostengünstiges Trainings- und Ausbildungssystem möglich.

Die EU-Verordnung 2016/539 verlangt seit 2016 für alle Piloten mit Instrumentenflugberechtigung, die neue RNP Abflugverfahren nutzen wollen, ein Performance Based Navigation (PBN) Training. Dies sieht eine theoretische und praktische Ausbildung sowie eine anschließende praktische Prüfung vor. Das Projekt GLASS soll dabei helfen, den Ausbildungsinhalt zu PBN zu erweitern und in die Praxisausbildung zu integrieren. In Deutschland gibt es jedoch nur wenige Installationen von GNSS Landing Systemen (GLS) mit dazugehörigen Prozeduren, und diese meist nur an Verkehrsflughäfen mit sehr begrenzter Kapazität für die Ausbildung von Verkehrsflugzeugführern. Durch das breite Anwendungsspektrum von GLASS ist gerade auch der Einsatz als kostengünstiges Trainings- und Ausbildungssystem möglich. Im Rahmen des Projektes wird eine GLASS Bodenstation sowie ein GBAS Empfänger zur Ausbildung bereitgestellt. Das DLR stellt weiterhin entsprechende Unterstützung durch Fachwissen über PBN und Prozedurdesign bereit um die Ausbildung zu optimieren.

Im Gesamtverbundprojekt arbeiten dabei folgende Partner zusammen:

- TFC Flugbetrieb und-technik Beratungsgesellschaft mbH
- Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Braunschweig
- f.u.n.k.e. AVIONICS GmbH, Ulm

Das hier beschriebene Einzelvorhaben „Umsetzung neuartiger Systemkonzepte für Anflugverfahren“ umfasst die Arbeitsanteile des DLR im Verbundvorhaben GLASS. In diesem Teilvorhaben werden die vom DLR bislang entwickelten Algorithmen und Software-Module zum Aufbau einer entsprechenden Bodenstation in ein Industrieprodukt umgesetzt sowie mit Hilfe der DLR-Expertise die erforderlichen PBN-Schulungen entwickelt.

## **2. Ziele**

Die Ziele des GLASS Verbundvorhabens sind eingebettet in die generellen, förderpolitischen Ziele des Luftfahrtforschungsprogramms LUFO, das die technologische Vorreiterrolle der deutschen Luftfahrtindustrie und der deutschen Forschungseinrichtungen am Standort Deutschland durch Forschungs- und Technologieförderung verbessert sowie die Innovationsfähigkeit und Kompetenz auf nationaler Ebene stärkt. Die technische Kompetenz am Standort Deutschland soll im Bereich innovativer Flugführungssysteme bei allen Verbundpartnern erhalten und weiter ausgebaut werden, in dem ein vom DLR entworfenes System von der patentierten Idee zum industriellen Produkt gebracht werden soll.

### **2.1. Förderpolitisches Ziel**

Im Rahmen dieses Vorhabens soll ein Betrag zur Stärkung von KMU in der Luftfahrtindustrie durch die Unterstützung von Technologie- und Produktentwicklungen geleistet werden. Die vom DLR entwickelte innovative Technologie zu satellitengestützten Anflugsystemen soll in diesem Vorhaben weiterentwickelt und transferiert werden, um eine nachhaltige Stärkung und Erweiterung der bei den beteiligten KMUs vorhandenen Kernkompetenzen zu erreichen sowie deren Wertschöpfungsanteile innerhalb der deutschen Luftfahrtindustrie zu vergrößern. Das neu entwickelte System ermöglicht eine erweiterte und engere Zusammenarbeit in Forschungs- und Technologieverbänden mit europäischen und internationalen Partnern sowie eine erweiterte Partizipation von kleineren und mittleren Unternehmen in Deutschland am weltweiten Wachstumspotenzial der Luftfahrtbranche. Neben der Unterstützung beim Technologietransfer wird sich das DLR seine Expertise bei der Softwareentwicklung der einzelnen Komponenten sowie bei der Vorbereitung der Zulassung des Gesamtsystems einbringen.

### **2.2. Technologische Ziele**

Gegenwärtig können automatische Landungen nur mit Präzisionsführungssystemen wie ILS, MLS oder GLS durchgeführt werden. Diesen Systemen ist gemeinsam, dass die Führungssignale direkt vom Empfangsgerät in den Autopiloten geleitet werden. Dieser übernimmt die Steuerung des Flugzeugs zur Landung. Für das bodenbasierte GLS sendet eine Bodenstation Korrekturen für die Satellitensignale aus. Weiterhin überträgt die sie Anfluginformationen, wie Koordinaten der Schwelle, Richtung und Sinkwinkel. Der Empfänger errechnet aus diesen Daten dann Ablagen und überträgt diese direkt an den Autopiloten. Bei einem satellitenbasierenden System (SBAS) werden ebenfalls Korrekturen ausgesendet. Diese werden aber über einen geostationären Satelliten versandt. Die Anfluginformationen werden jedoch in der Datenbank des Flight Management Systems (FMS) gespeichert. Die Ablagen werden vom FMS berechnet und an den Autopiloten weitergeleitet. Die genannten Systeme erlauben jedoch keine automatische Landung mit Führung durchs FMS. Hierfür wäre eine kostspielige Zertifizierung des Autolandesystems erforderlich. Mit dem GLASS-System sollen die Vorteile beider Augmentationssysteme verbunden werden. Die SBAS-Daten werden in GLS-kompatible Strukturen umgewandelt und mit den Anflugdaten an den Empfänger gesendet. Dieser kann direkt Ablagen an den Autopiloten senden und automatische Landungen werden möglich.

Das DLR wird seine eigene Kompetenz als Forschungseinrichtung steigern und diese international besser verwenden. Das DLR hat große Erfahrung in der erfolgreichen Überführung von Forschungsergebnissen mit Industriepartnern in operationell nutzbare Produkte. Insbesondere wird das DLR seine Erfindung GLASS, Patentnummern EP3374797A1, DE 10 2015 119 308 in die Industrie überführen. GBAS ist Teil der Basisausstattung des Airbus A380, A350 sowie optional auf A320neo und kann auf allen anderen Mustern des Herstellers Airbus als Zusatzoption gewählt werden. Mit der Installation einer GLASS Anlage auf einem regionalen Flughafen wird dieser in die Lage versetzt ein Präzisions-Landesystem zu verwenden, welches die Attraktivität erhöht und gleichzeitig die Sicherheit bei den Anflügen steigern kann. International unterstützt das DLR durch seine Verbindungen und Tätigkeiten in Gremien bei der Umsetzung in Standards. Eine Verwertung ist konkret gegeben in Joint Technology Initiatives wie SESAR II und CleanSky II.

Das entscheidende Ziel für das Vorhaben GLASS ist die beschleunigte Überführung einer neuen Technologie in die Industrie sowie die Entwicklung und Zulassung eines daraus entwickelten Produktes. Durch dieses Projekt und den damit erhaltenden zusätzliche Mittel können mehr Ressourcen eingesetzt werden und der Umfang der Arbeiten erweitert werden. Durch eine Verkürzung der Entwicklung vom Demonstrator über Prototypen bis zum serienreifen Produkt bzw. zur einführungsreifen Technologie werden nachhaltig die Kompetenzen am Standort Deutschland und der Wettbewerbsvorteil auf dem Gebiet satellitenbasierter Landesysteme gesichert.

### **3. Stand der Wissenschaft und Technik**

#### **3.1. Vorarbeiten, Schutzrechte und Konkurrenzsituation**

Im Rahmen der internen Technologieförderung hat das DLR die Grundlagen des GLASS Systems entwickelt und die korrekte Funktion des Systems mittels Versuchsflügen durch Flight Calibration Services FCS und der Lufthansa DLH in Braunschweig getestet und nachgewiesen. Das DLR hält das deutsche Patent 10 2015 119 208 auf das System GLASS, internationale Patente sind angemeldet, die europäische Anmeldung trägt die Nummer EP 16 782 262.6-1206 (EP 3 374 797), die US Patenanmeldung die Nummer PCT/EP2016/075010.

Gegenwärtig existieren zwei Hersteller für GBAS Anlagen der Kategorie eins, INDRA und Honeywell. Honeywell verkauft gegenwärtig als Monopolist die einzig zertifizierte GBAS Station. Indra befindet sich noch im Zulassungsprozess. Für beide Firmen kann GLASS sowohl als Konkurrenz als auch als sinnvolle Ergänzung gesehen werden. Im Falle einer Konkurrenzsicht muss mit Widerstand in den entsprechenden Zertifizierungsgremien gerechnet werden. Insbesondere Honeywell kann sich durch eine kostengünstige GLASS Version in ihrer Monopolstellung bedroht sehen. Hierbei kann die Politik unterstützend eingreifen. Das DLR betreibt für diese Fälle ein Lobbybüro in Brüssel.

#### **3.2. Bisherige Arbeiten und Einbettung in andere Vorhaben**

Die Forschungen rund um GBAS und SBAS stehen weltweit im Fokus verschiedenster Forschungs- und Arbeitsgruppen sowie der Fachmedien und werden auch von der International Civil Aviation Organization (ICAO) und der

US-amerikanischen Zivilluftfahrt-Behörde (FAA) verfolgt. GBAS wurde im FAA NextGen und im Eurocontrol SESAR Programm als die Technologie für die Erhöhung der Flugverkehrskapazität identifiziert. SBAS stellt einen günstigen Anflugdienst, den RNP Localizer Performance with Vertical Guidance (LPV) zur Verfügung, der ähnliche Sicht und Minima wie GBAS bereitstellt. Durch die Mitarbeit in den, von der Europäischen Union geförderten Projekten AAL, AAL2 und IMPROWE kann das DLR eine gute Verbindung zwischen den relevanten Arbeiten auf dem Gebiet GBAS und SBAS herstellen. Alle Ergebnisse des geplanten Vorhabens werden in die Aktivitäten des DLR in den entsprechenden europäischen und weltweiten Stakeholder Gruppen, die dabei eine wesentliche Entwicklungs- und Standardisierungsmöglichkeit dar, da sie auch als fachliche Beratergruppen für die nationalen Zulassungsbehörden fungieren.

### **3.3. Kompetenz und Innovationsbeitrag**

Das DLR verfügt über langjährige Erfahrungen in der Entwicklung von prototypischen Flugführungseinheiten sowie deren Erprobung. Unter anderem besitzt das DLR hohe Kompetenzen im Bereich innovativer Verfahren, fortgeschrittener GNSS Empfängertechnologie sowie der modernen Flugführung. Die hohe Sachkompetenz des DLR im Bereich weltraumbasierte Navigationssysteme für die Zivilluftfahrt zeigt sich in der Arbeit in unterschiedlichen nationalen und internationalen Projekten wie z.B. LINA, HETEREX oder ANASTASIA. Im Vorhaben HETEREX wurden in enger Zusammenarbeit zwischen DLR und DFS neue Satellitennavigationsverfahren entwickelt die bei gleichzeitiger Kapazitäts- und Sicherheitssteigerung eine bessere Koexistenz von Verkehrsflugzeugen und Geschäftsreiseflugzeugen ermöglichen. Darüber hinaus baute das DLR bereits eine prototypische GBAS Bodenstation der Firma Thales in Braunschweig auf und nahm diese in Betrieb. Ebenso wurde eine eigene, experimentelle Station aufgestellt.

### **3.4. Erklärung Schutzrechte und Schutzrechtsanmeldungen**

Das DLR hat im Rahmen des Vorhabens keine Schutzrechte (Patente) Dritter verwendet. Das DLR hält eine Reihe von Patenten auf das System GLASS, unter anderem die einzelnen Länderpatente für Deutschland (DE 10 2015 119 308), Frankreich (FR 1660574) und den USA (US 11,176,836 B2).

Weiterhin wurde in der Laufzeit das europäische Patent mit der Nummer EP 3 374 797 für folgende Länder erteilt: Österreich, Schweiz/Liechtenstein, Tschechische Republik, Spanien, Vereinigtes Königreich, Griechenland, Norwegen, Spanien (hier als ES 2 950 997).

## 4. Verwendete Fachliteratur

- [1] L. Sanders and V. Fritch, "Instrument landing systems," IEEE Transactions on Communications, vol. 21, pp. 435–454, 1973, doi: 10.1109/TCOM.1973.1091710.
- [2] T. Dautermann, M. Felux, and A. Grosch, "Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed," vol. 16, pp. 375–387, 2012, doi: 10.1007/s10291-011-0239-3.
- [3] T. Dautermann, "Civil air navigation using GNSS enhanced by wide area satellite based augmentation systems," vol. 67, pp. 51–62, 2014, doi: 10.1016/j.paerosci.2014.01.003.
- [4] RTCA, Inc., "DO-278A - Software Integrity Assurance Considerations for Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM) Systems." Dec. 2011.
- [5] RTCA, Inc., "DO-278A: Software Integrity Assurance Considerations for Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM) Systems - Errata 1." Feb. 2021.
- [6] L. Rierson, Developing safety-critical software: A practical guide for aviation software and DO-178c compliance. Boca Raton: CRC Press/Taylor & Francis Group, 2013.
- [7] RTCA, Inc., "DO-178C - Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification." Dec. 2011.
- [8] RTCA, Inc., "DO-178C: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification - Errata 1." Feb. 2021.
- [9] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, "Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter," GPS Solutions, vol. 24, no. 2, p. 37, Apr. 2020, doi: 10.1007/s10291-019-0947-7.
- [10] International Civil Aviation Organization, "Annex 10 to the Convention on Civil Aviation - Aeronautical Telecommunication." Jul. 2018.
- [11] RTCA, Inc., "DO-254 - Design Assurance Guidance For Airborne Electronic Hardware." Apr. 2000.
- [12] RTCA, Inc., "DO-330 - Software Tool Qualification Considerations." Dec. 2011.
- [13] SAE International, "ARP4761 - Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment." Dec. 1996.
- [14] V. Hilderman and T. Baghi, Avionics certification: A complete guide to DO-178 (software), DO-254 (hardware). Leesburg, VA: Avionics Communications, 2007.
- [15] "Verordnung über Art, Umfang, Beschaffenheit, Zulassung, Kennzeichnung und Betrieb von Anlagen und Geräten für die Flugsicherung (Flugsicherungs-Anlagen- und Geräte-Musterzulassungs-Verordnung - FSMusterzulV)." Dec. 2001. [Online]. Available: [https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen\\_BAFReferate/ST/ST\\_FSMusterzulV.pdf?\\_\\_blob=publicationFile&v=2](https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen_BAFReferate/ST/ST_FSMusterzulV.pdf?__blob=publicationFile&v=2)
- [16] DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, "NfL II 51 / 08 - Bekanntmachung über die Anforderungen zur Musterzulassung von GBAS-Bodenanlagen als Flugnavigationfunkstelle." Sep. 2008. [Online]. Available: [https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen\\_BAFReferate/ST/ST\\_MusterZ-NfL-II-51-08-GBAS.pdf?\\_\\_blob=publicationFile&v=2](https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen_BAFReferate/ST/ST_MusterZ-NfL-II-51-08-GBAS.pdf?__blob=publicationFile&v=2)
- [17] SAE International, "ARP4754A - Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems." Dec. 2010.
- [18] RTCA, Inc., "DO-248C - Supporting Information for DO-178C and DO-278A." Dec. 2011.
- [19] European Organization for Civil Aviation Equipment (EUROCAE), "ED-114A - Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations." Mar. 2013.
- [20] European Union Aviation Safety Agency, "Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25." Dec. 2020. [Online]. Available: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25\\_amendment\\_26\\_0.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf)
- [21] RTCA, Inc., "DO-248C: Supporting Information for RTCA/DO-178C and RTCA/DO-278A - Errata 1." Feb. 2021.
- [22] RTCA, Inc., "DO-330: Software Tool Qualification Considerations - Errata 1." Feb. 2021.
- [23] RTCA, Inc., "DO-331 - Model-Based Development and Verification Supplement to DO-178C and DO-278A." Dec. 2011.

- [24] RTCA, Inc., “DO-331: Model-Based Development & Verification Supplement to RTCA/DO-178C and RTCA/DO-278A - Errata 1.” Feb. 2021.
- [25] RTCA, Inc., “DO-332 - Object-Oriented Technology and Related Techniques Supplement to DO-178C and DO-278A.” Dec. 2011.
- [26] RTCA, Inc., “DO-333 - Formal Methods Supplement to DO-178C and DO-278A.” Dec. 2011.
- [27] PATMOS Engineering Services, Inc., “DO-178C templates for evaluation.” Accessed: Mar. 26, 2021. [Online]. Available: <https://www.avionics-certification-academy.com/courses/129421/lectures/1894924>
- [28] S. Kleuker, Grundkurs Software-Engineering mit UML: Der pragmatische Weg zu erfolgreichen Softwareprojekten. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-19969-2>
- [29] A. Stellman and J. Greene, “Applied Software Project Management.” online, 2006
- [30] “Performance-based navigation (PBN) manual.” International Civil Aviation Organization; ICAO, Montreal, 2008.
- [31] T. Dautermann, “Civil air navigation using {gnss} enhanced by wide area satellite based augmentation systems,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 67, no. 0, pp. 51–62, 2014, doi: [10.1016/j.paerosci.2014.01.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.01.003).
- [32] T. Dautermann, M. Felux, and A. Grosch, “Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed,” *GPS Solutions*, vol. 16, no. 3, pp. 375–387, 2012, doi: [10.1007/s10291-011-0239-3](https://doi.org/10.1007/s10291-011-0239-3).
- [33] T. Dautermann, “Civil air navigation using gnss enhanced by wide area satellite based augmentation systems,” *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 67, pp. 51–62, 2014, doi: [10.1016/j.paerosci.2014.01.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.01.003).
- [34] M. Felux, T. Dautermann, and H. Becker, “GBAS landing system – precision approach guidance after ILS,” *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 85, no. 5, pp. 382–388, Jan. 2013, doi: [10.1108/AEAT-07-2012-0115](https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115).
- [35] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, L. Ehmke, and M. Fermor, Eds., *GLS approaches using sbas: A sbas to gbas converter*. 2019. Available: [http://www.atmseminarus.org/seminarContent/seminar13/papers/ATM\\_Seminar\\_2019\\_paper\\_1.pdf](http://www.atmseminarus.org/seminarContent/seminar13/papers/ATM_Seminar_2019_paper_1.pdf)
- [36] Radio Technical Commission for Aeronautics, “GNSS-based precision approach local area augmentation system (laas) signal-in-space interference control document (icd).”
- [37] International Civil Aviation Organization, “Annex 10, aeronautical telecommunications, volume 1 (radio navigation aids), seventh edition, published July 2018, effective 8 November 2018,” 2018.
- [38] G. K. Crosby *et al.*, “A ground-based regional augmentation system (gras)-the Australian proposal,” in *Proceedings of the 13th international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ion gps 2000)*, 2000, pp. 713–721.
- [39] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and E. Akkogiounoglou, “Benefits for Greek regional airports through innovative approach technology using an lpv to gls converter: A case study for Corfu and Thessaloniki,” *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 36, no. 4, pp. 36–44, 2021, doi: [10.1109/MAES.2021.3050678](https://doi.org/10.1109/MAES.2021.3050678).
- [40] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, “Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an sbas to gbas converter,” *GPS Solutions*, vol. 24, no. 2, p. 37, 2020, Available: <https://link.springer.com/article/10.1007/s10291-019-0947-7>
- [41] International Civil Aviation Organization, “Annex 15 to the convention on international civil aviation aeronautical information services,” 2013, Available: <https://www.icao.int/NACC/Documents/Meetings/2014/ECARAIM/REF05-Annex15.pdf>
- [42] J. J. Biernatzki, “Operational Concept Development and Evaluation of Pilots Acceptance of the GLASS SBAS to GLS Converter,” MS thesis, Technische Universität Braunschweig, 2021.
- [43] AIRBUS S.A.S, “DLR a318/a319/a320/a321 quick reference handbook.” 2017.
- [44] International Civil Aviation Organization, “Doc 8168 Procedures for Air Navigation Services Aircraft Operations Volume II Construction of Visual and Instrument Flight Procedures.” 2020.
- [45] D. de Waard, *The measurement of drivers’ mental workload*. Haren, the Netherlands: Groningen University, Traffic Research Center, 1996.

- [46] A. Alaimo, A. Esposito, C. Orlando, and A. Simoncini, "Aircraft pilots workload analysis: Heart rate variability objective measures and nasa-task load index subjective evaluation," *Aerospace*, vol. 7, no. 9, p. 137, 2020.
- [47] M. G. Mykityshyn, J. K. Kuchar, and R. J. Hansman, "Experimental study of electronically based instrument approach plates," *The International Journal of Aviation Psychology*, vol. 4, no. 2, pp. 141–166, 1994, doi: [10.1207/s15327108ijap0402\\_3](https://doi.org/10.1207/s15327108ijap0402_3).
- [48] M. Yeh, J. Jaworski, and S. Chase, "Pilot perceptions on the integration of electronic flight bag information in new flight deck designs," *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, vol. 63, no. 1, pp. 91–95, 2019, doi: [10.1177/1071181319631335](https://doi.org/10.1177/1071181319631335).
- [49] N. C. M. van Zon, C. Borst, D. M. Pool, and M. M. van Paassen, "Touchscreens for Aircraft Navigation Tasks: Comparing Accuracy and Throughput of Three Flight Deck Interfaces Using Fitts' Law," *Human Factors*, vol. 62, no. 6, pp. 897–908, 2020, doi: [10.1177/0018720819862146](https://doi.org/10.1177/0018720819862146).
- [50] S. G. Hart, "NASA task load index (tlx): Paper and pencil package." NASA, Mofett Field California, 1986.
- [52] S. G. Hart, "Nasa-task load index (nasa-tlx); 20 years later," *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, vol. 50, no. 9, pp. 904–908, 2006, doi: [10.1177/154193120605000909](https://doi.org/10.1177/154193120605000909).
- [53] Abdelmoula F, Scholz M (2018) LNAS - a Pilot Assistance System for Low-Noise Approaches with Minimal Fuel Consumption. In Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 96:1-14
- [54] AMC2027 (2009) Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP Approach (RNP APCH) Operations Including APV BAROVNAV Operations, European Aviation Safety Agency, Cologne, Germany
- [55] AMC2028 (2012) Airworthiness Approval and Operational Criteria related to Area Navigation for Global Navigation Satellite System approach operation to Localiser Performance with Vertical guidance minima using Satellite Based Augmentation System, European Aviation Safety Agency, Cologne.
- [56] ARINC429-20 (2001) Mark 33 Digital Information Transfer System (DITS) Part 1: Functional Description, Electrical Interface, Label Assignments and Word Formats. Aeronautical Radio, Inc, Annapolis, MD
- [51] Crosby GK, Kraus DK, Ely WS, Cashin TP, McPherson KW., Bean KW, Stewart JM, Elrod BD, (2000) A Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) - The Australian Proposal, Proc ION GPS 2000, Salt Lake City, UT, September 2000, pp. 713-721.
- [57] Dautermann T (2014) Civil Air Navigation Using GNSS Enhanced by Wide Area Satellite Based Augmentation Systems. Progress in Aerospace Sciences 67 (0): 51–62.
- [58] Dautermann T, Felux M and Grosch A (2012) Approach Service Type D Evaluation of the DLR GBAS Testbed. GPS Solutions 16 (3): 375–387.
- [59] EASA (2018). Certification Specification 25: Large Aeroplanes, European Aviation Safety Agency , Cologne, Germany
- [60] ED75D (2000). Minimum Aviation System Performance Specification Required Navigation Performance for Area Navigation ED75D. European Organisation for Civil Aviation Equipment (EUROCAE), St. Denis, France
- [61] ESSP (2016) EGNOS Safety of Life (Sol) Service Definition Document V3.1, European Satellite Service Provider, Madrid, Spain
- [62] ED114B (2019). Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations. European Organisation for Civil Aviation Equipment , Saint Denis
- [63] Felux M, Circiu MS, Lee J, Holzappel F (2017). Ionospheric Gradient Threat Mitigation in Future Dual Frequency GBAS. International Journal of Aerospace Engineering. <https://doi.org/10.1155/2017/4326018>
- [64] Forssell B (2008). Radionavigation Systems. GNSS Technology and Applications Series. Artech House, Norwood, VA
- [65] ICAO (2012) Performance-Based Navigation Manual, DOC9613 Fourth Edition. International Civil Aviation Organisation, Montreal, Canada

- [66] ICAO (2014) Procedures for Air Navigation Services Volume 2. DOC8168-OPS/611. Sixth Edition, International Civil Aviation Organization, Montreal
- [67] ICAO (2018) Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation: Aeronautical Telecommunications, Volume 1: Radio Navigation Aids, Seventh Edition July 2018
- [68] Misra P, Enge P (2006). Global Positioning System: Signals, Measurements and Performance. Ganga-Jamuna Press, Lincoln MA
- [69] Pavlis NK, Holmes SA, Kenyon SC, Factor JK. (2008) An Earth Gravitational Model to Degree 2160: EGM2008." In Proceedings of the 2008 General Assembly of EGU. Vienna, Austria: European Geophysical Union, G22A-0
- [70] Rife J, Pullen S, Walter T, Phelts E, Pervan B, Enge P (2006) WAAS-Based Threat Monitoring for a Local Airport Monitor (Lam) That Supports Category I Precision Approach. Proc. IEEE/ION PLANS 2006, 468–82.
- [71] Rife J, Pullen S, Walter T, Enge P (2005) Vertical Protection Levels for a Local Airport Monitor for WAAS." In Proceedings of the 61st Annual Meeting of the Institute of Navigation 2005, 745–758.
- [72] RTCA (2004) Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS). Document 245A, Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington DC
- [73] RTCA (2016). Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. Document 229E Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington DC.
- [74] RTCA (2017a) GNSS-Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document, Document 246E . Radio Technical Commission for Aeronautics , Washington DC
- [75] RTCA (2017b) Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment. Document 253E, Radio Technical Commission for Aeronautics , Washington DC
- [76] Shively CA (2006) Ranging Source Fault Integrity Concepts for a Local Airport Monitor for WAAS, Proc. ION NTM 2006, Institute of Navigation, Monterey, CA, January 2006, 413-431
- [77] Shively CA, Niles R, Hsiao TT (2006) Performance and Availability Analysis of a Simple Local Airport Position Domain Monitor for WAAS. Navigation 53(2): 97–108.
- [78] Sorenson HW (1980) Parameter Estimation: Principles and Problems. Marcel Dekker.
- [79] van Graas, Frank, Krishnan, Vignesh, Suddapalli, Rajesh, Skidmore, Trent, "Conspiring Biases in the Local Area Augmentation System," Proceedings of the 60th Annual Meeting of The Institute of Navigation (2004), Dayton, OH, June 2004, pp. 300-307.
- [80] Walter T, Hansen A, Enge P (1999) Validation of the WAAS MOPS Integrity Equation. Proceedings of the 55th Annual Meeting of the Institute of Navigation, 27-30 June 1999 Cambridge, MA, 217–26.
- [81] Walter T, Blanch J, Rife J (2004) Treatment of Biased Error Distributions in SBAS, Journal of Global Positioning Systems Vol 3 (1-2), p. 265-273

## **5. Verwendung der Zuwendung und des erzielten Ergebnisses**

Die Arbeiten des DLR im Projekt GLASS bestanden in der Unterstützung der Industriepartner TFC und Funke Avionics. Dies geschah durch individuelle Unterstützung, gemeinsamen Validierungsaktivitäten und Vorantreiben der Internationalen Standardisierung. Weiterhin wurde vom Förderer eine Mindestanzahl von Publikationen zum Thema gefordert. Diese sind gesondert in Kapitel 5.8 aufgeführt.

### **5.1. Unterstützung Funke Avionics**

Die individuelle Unterstützung für Funke bestand aus dem Bereitstellen der Architektur des ersten Validierungsprototypen, Unterstützung bei der Identifizierung benötigter Komponenten, gemeinsamen Review des DLR Quelltextes und der Algorithmen. Weiterhin wurde Unterstützung durch Dekodierung der generischen SBAS Nachrichten aus 250bit Messages und Unterstützung durch Ionosphärendifferenz-Interpolator für Anwendungen in hohen Breiten bereitgestellt. Unterstützung und Zuarbeit durch Aufbauverfahren des Forschungsmockups sowie Consulting durch Aufbauverfahren des Forschungsmockups wurde erfolgreich bereitgestellt.

### **5.2. Unterstützung TFC**

Zur Unterstützung des Projektpartners TFC wurde ein Prozedurentwurf gemäß ICAO DOC 8168 und ARINC424 konforme Tabellierung für Anflüge auf den Schulungsflughafen Essen Mühlheim erstellt. Diese wurden in Navigationsdatenbanken eingebunden und gemeinsam im Simulator der Klasse D für ein Part 25 Flugzeug validiert.

### **5.3. Internationale Standardisierung**

DLR erstellte eines Konzeptpapiers in Englisch zur Vorlage bei ICAO welches zu mehreren wissenschaftlichen Veröffentlichungen erweitert wurde. DLR koordinierte die Arbeiten mit der DFS und Eurocontrol. Bei ICAO wurde GLASS auf dem Instrument Flight Procedure Panel vorgestellt. Weiterhin wurde GLASS der Radio and Telecommunication Commission for Aeronautics präsentiert. Diese Vorstellungen führten dazu, dass der Standard GAST-A nicht aus den Vorgaben gestrichen wurde.

### **5.4. Unterstützung bei Validierung**

Zur Validierung wurden GLASS Prototypen bei FraPort Greece installiert. Hierbei wurde die notwendige Koordination mit Flughafenbetreiber durchgeführt. Weiterhin musste zur Befliegung die Koordination mit der Flugsicherung erfolgen. Diese Installationen wurden mit dem zum einen DLR Forschungsflugzeug validiert und Daten während der Anflüge erhoben. In Essen Mühlheim wurde ebenfalls ein Prototyp installiert und die zur Unterstützung von TFC erstellen Anflüge mit DLR Messinstrumenten auf einem Flugzeug der TFC validiert. Die dabei erhobenen Daten wurden gemeinsam mit TFC ausgewertet und werden auf dem DLRK2024 präsentiert.

### **5.5. Wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises**

Im zahlenmäßigen Nachweis stehen vor allem Personalkosten sowie Reisekosten. Diese wurden zum Erreichen der o.g. Ziele eingesetzt. Weiterhin sind unmittelbare Vorhabenskosten ausgewiesen. Diese unmittelbare Vorhabenskosten wurden zur Modifikation und Zulassung des bordseitigen Test- und Messequipments verwendet.

## 5.6. Verwertbarkeit des Ergebnisses

Die Ergebnisse wurden als wissenschaftliche Veröffentlichungen verwertet. Weiterhin werden Folgeprojekt, welche die GLASS Technologie benutzen beantragt bzw. laufen bereits als DLR internes Projekt.

## 5.7. Während der Durchführung des Vorhabens dem ZE bekannt gewordenen Fortschritts auf dem Gebiet des Vorhabens bei anderen Stellen

Nicht bekannt.

## 5.8. Erfolgten und geplante Veröffentlichungen des Ergebnisses

Jendraszyk, D., Dautermann, T. Software Safety Assurance in Non-airborne GPS-based Landing Aids. Int. J. Aeronaut. Space Sci. (2023). <https://doi.org/10.1007/s42405-023-00663-8>

Biernatzki, J., Dautermann, T. An operational concept flying GLS approaches using satellite-based augmentation systems. CEAS Aeronaut J (2023). <https://doi.org/10.1007/s13272-023-00643-4>

Dautermann, Thomas and Ludwig, Thomas (2022) "Flight Testing GLS Approaches Enabled by Wide Area Corrections in Kerkyra, Greece," Journal of Aviation Technology and Engineering: Vol. 11: Iss. 2, Article 2. <https://doi.org/10.7771/2159-6670.1254>

Design and Testing of a Vertically Guided High-Precision Approach into Salzburg Airport  
Richard Unkelbach, Thomas Dautermann, Carlos Gonzaga-Lopez, and Maarten Uijt de Haag  
Journal of Air Transportation, <https://doi.org/10.2514/1.D0363>

Ludwig, Thomas, Dautermann, Thomas, Korn, Bernd, "Enabling LPV for GLS Equipped Aircraft Using a SBAS to GBAS Converter," Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023), Denver, Colorado, September 2023, pp. 1747-1749. <https://doi.org/10.33012/2023.19270>

T. Dautermann, T. Ludwig, O. Meyer and L. Ehmke, "Hardware in the loop simulation of helicopter pins procedures using GLS avionics and an SBAS to GLS converter," 2021 IEEE/AIAA 40th Digital Avionics Systems Conference (DASC), San Antonio, TX, USA, 2021, pp. 1-5, doi: 10.1109/DASC52595.2021.9594422.

T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, L. Ehmke and R. Unkelbach, "Flight Testing GLS Approaches using SBAS with the DLR A320 Advanced Technology Research Aircraft," 2020 AIAA/IEEE 39th Digital Avionics Systems Conference (DASC), San Antonio, TX, USA, 2020, pp. 1-9, doi: 10.1109/DASC50938.2020.9256631.

O. Meyer, T. Dautermann, Development and Validation of Point-in-Space Approach Procedures for General Aviation at Essen-Mühlheim Aerodrome Using the European Geostationary Navigation Overlay Service. Deutscher Luft und Raumfahrt Kongress, Hamburg, Oct. 2024

Dautermann, Thomas and Ludwig, Thomas (2023) LPV guidance via GLS (a GAST-A type of approach service). In: LPV guidance via GLS (a GAST-A type of approach service). 22th International GBAS Working Group, 27-30 June 2023, San Francisco International Airport, San Francisco, USA.

Dautermann, Thomas and Unkelbach, Richard and Gonzaga Lopez, Carlos and Uijt de Haag, Maarten (2023) High Accuracy Performance Based Navigation Aircraft Approach Paths Combined with

Precision Final based on GNSS. In: European Navigation Conference, ENC2023. European Navigation Conference, Noordwijk, NL.

Gonzaga Lopez, Carlos and Dautermann, Thomas (2022) Practical example of the benefits of an RNP-AR to LPV merge in mountainous areas. In: Instrument Flight Procedures Panel IFPP 16-1. Instrument Flight Procedures Panel IFPP 16-1 PBN Working Group, 31 Oct - 03 Nov 2022, Montreal, Canada.

Dautermann, Thomas and Ludwig, Thomas and Geister, Robert Manuel (2021) GAST-A Using SBAS Correction Data. In: EUROCONTROL Landing and Take-Off Task Force. EUROCONTROL Landing and Take-Off Task Force LATO/35, 17-19 March 2021,

Dautermann, Thomas and Ludwig, Thomas and Geister, Robert Manuel (2021) GAST-A Using SBAS Correction Data. In: Agenda for RTCA SC-159 Working Group 4 (LAAS / Precision Navigation). Agenda for RTCA SC-159 Working Group 4 (LAAS / Precision Navigation), 25 March 2021,

## **6. Wissenschaftliche Ergebnisse (Übersetzt mit DeepL)**

Da die weltweit anerkannte Wissenschaftssprache Englisch ist, wurde alle Ergebnisse auf Englisch veröffentlicht. Dieses Kapitel stellt eine mit Hilfe von DeepL erstellte Übersetzung da. Die Originalversionen sind in Appendix A zu finden.

### **6.1. Erweiterung des Zugriffs auf die Localizer-Leistung bei vertikalen Anflügen mit Hilfe eines SBAS-GBAS-Konverters**

#### **Abstrakt**

Derzeit können viele Verkehrsflugzeuge keine dreidimensional geführten Anflüge durchführen, die auf satellitengestützten Erweiterungssystemen basieren. Wir schlagen ein System vor, das die Korrektur- und Integritätsdaten über eine Datenverbindung, wie sie vom bodengestützten Erweiterungssystem bereitgestellt wird, weiterleitet, so dass Flugzeuge, die mit einem GPS-Landesystem (GLS) ausgestattet sind, die weiträumigen Korrekturen nutzen und Anflüge mit Localizer-Performance und vertikaler Führung (LPV) durchführen können, während sie das gleiche Maß an Integrität beibehalten. Infolgedessen verliert das System etwas an Verfügbarkeit und die Zeit bis zum Alarm wird leicht verlängert. Wir bauen einen Prototyp des Systems und präsentieren Daten, die wir eine Woche lang gesammelt haben und die die technische Machbarkeit bestätigen. Während eines einwöchigen Datenerfassungszyklus, in dem wir unser System mit einem eigenständigen LPV-Dienst verglichen haben, ist ein Verlust von 5,3 Prozent der Verfügbarkeit zu verzeichnen. Wir haben unseren Prototyp mit zwei handelsüblichen GLS-Empfängern mit positiven Ergebnissen getestet und die Funktionalität mit einem herkömmlichen Airbus 319, der mit einem Standard-GLS-Empfänger ausgestattet ist, erfolgreich demonstriert.

#### **Einführung**

In den letzten zwei Jahrzehnten hat sich die Navigation in der Luftfahrt langsam von einer bodengestützten Infrastruktur entfernt und stützt sich zunehmend auf globale Satellitennavigationssysteme (GNSS). Dies hat die Internationale Zivilluftfahrt-Organisation (ICAO) veranlasst, ein Konzept für die Navigationsleistung zu standardisieren, das als Performance Based Navigation (PBN) bezeichnet wird (ICAO 2012). Im Rahmen von PBN werden die Anforderungen an die Systemleistung von Navigationsgeräten als Required Navigation Performance (RNP) für die bordseitige Navigationsfähigkeit mit einem hohen Maß an Genauigkeit und Integrität festgelegt. Für Präzisionsinstrumentenanflüge, die eine dreidimensionale Winkelführung zu einer bestimmten Landebahn verwenden, gibt es zwei Möglichkeiten, die laterale und insbesondere die vertikale Navigationsintegrität, -genauigkeit, -kontinuität und -verfügbarkeit zu verbessern. Zum einen sind GNSS-Referenzstationen über ein großes Gebiet an genau bekannten Orten verteilt. Sie messen die GNSS-Signale und senden die Daten an eine Hauptkontrollstation. Die Hauptkontrollstation berechnet Korrektur- und Integritätsinformationen, die über einen geostationären Satelliten an den Benutzer gesendet werden. Dies wird als satellitengestütztes Augmentierungssystem (SBAS) bezeichnet. Für die GNSS-Erweiterung eines Flughafens reicht es dagegen aus, zwei bis vier Referenzstationen am Flughafen zu platzieren und eine lokale Verarbeitungseinrichtung zu haben. Die Korrektur- und Integritätsinformationen werden über eine VHF-Datenfunkverbindung (Very High Frequency) an den Benutzer weitergeleitet. Dies wird als Ground Based Augmentation System (GBAS) bezeichnet. In beiden Fällen wendet der Benutzer die Korrekturen auf seine GNSS-Messungen an und berechnet eine hochgenaue Position.

Mithilfe eines FAS-Datenblocks (Final Approach Segment) kann der Computer des Flugzeugs dann Winkelabweichungen zu einer Referenzflugbahn berechnen (Dautermann 2014), die zu einem Leitsignal

führen, das dem klassischen Instrumentenlandesystem (ILS) nahekommt (Forssell 2008). Bei SBAS wird der FAS-Datenblock in der Navigationsdatenbank des Flugzeugs gespeichert, während bei GBAS der FAS-Datenblock als UKW-Datennachricht gesendet wird. In beiden Systemen werden sofortige Integritätsinformationen bereitgestellt, indem die Schutzstufen geschätzt werden, die eine hohe Wahrscheinlichkeitsgrenze für die berechnete Position darstellen. Diese wird dann mit der Alarmgrenze des jeweiligen Systems verglichen. Die Implementierungsstandards für luftgestützte Empfänger, die SBAS verwenden, sind in den einschlägigen Dokumenten der Europäischen Kommission für Zivilluftfahrtausrüstung (ED75D 2000) und der Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA 2016) sowie in den von der Europäischen Agentur für Flugsicherheit veröffentlichten Acceptable Means of Compliance (AMC) (AMC2028 2012) und (AMC2027 2009) geregelt. Die Standards für GBAS-Bodenstationen, VHF-Datenübertragung und bordgestützte Nutzerempfänger sind in ED114B (2019) und RTCA (2004) sowie RTCA (2017a) und RTCA (2017b) festgelegt. Instrumentenanflüge mit SBAS oder GBAS sind derzeit bis zu einer Entscheidungshöhe von 200 Fuß und einer Sichtweite der Landebahn von 550 Metern zugelassen (ESSP 2016).

Es ist wichtig zu beachten, dass SBAS derzeit keine automatischen Landungen unterstützt. Dautermann et al. (2012) beschreiben die GBAS-Forschung und -Entwicklung, die in naher Zukunft Operationen bei geringer Sicht ermöglichen wird, unterstützt durch mehrere Satellitennavigationssystem-Konstellationen (Felux et al. 2017). Interessanterweise ist das Kernprinzip von SBAS und GBAS identisch: Pseudo-Entfernungskorrekturen werden dem Nutzer zur Verfügung gestellt, der seinerseits die entsprechenden Korrekturen anwendet, um die Genauigkeit und Integrität der Position zu verbessern. Zusätzlich zu diesen Korrekturen stellt jedes System in Echtzeit Informationen über die Qualität des GNSS-Signals in Form einer Gauß-Varianz für jeden Pseudobereich zur Verfügung. Von wenigen Ausnahmen abgesehen, ist SBAS nicht in Flugzeugen verfügbar, die gemäß Teil 25 (EASA 2018) für den gewerblichen Luftverkehr eingesetzt werden, und GBAS ist nicht in kleinen Geschäftsflugzeugen und Flugzeugen der allgemeinen Luftfahrt installiert. Eine bemerkenswerte Ausnahme ist das Satellite Landing System (SLS), das als Option für den neuen Airbus A350 erhältlich ist und bald auch für die neuen A320-Flugzeuge verfügbar sein wird. Boeing bietet derzeit kein SBAS für seine Serienflugzeuge an, aber GBAS ist seit dem Modell -800 eine Standardoption für alle 737-Flugzeuge sowie für die 747-8 und 787. Da sich beide Systeme recht ähnlich sind und das SBAS-Signal heutzutage sogar von preiswerten Empfängern dekodiert werden kann, könnte man die Erweiterungsdaten vom SBAS empfangen, sie leicht modifizieren, damit sie in die GBAS-Datenstruktur passen, und diese Daten an ein mit GBAS ausgestattetes Flugzeug senden. Dieses Flugzeug könnte dann einen RNP-Anflug mit dem LPV-Segment (Localizer Performance and Vertical Guidance) durchführen, das sonst nicht verfügbar wäre. Dies kann insbesondere an Orten nützlich sein, an denen keine Nicht-Präzisions-Minima veröffentlicht sind, wie z.B. beim RNP-E-Anflug auf Innsbruck.

Die Zeit bis zur Alarmierung würde sich durch den Bodenempfang, die Verarbeitung und die erneute Ausstrahlung leicht verlängern. Ein ähnliches Konzept wurde von Shively et al. (2006), Shively (2006) und Rife et al. (2005, 2006) für das lokale Flughafenüberwachungskonzept für GBAS vorgeschlagen, allerdings unter dem Gesichtspunkt einer Erleichterung der Überwachung des Positionsbereichs. Hier konzentrieren wir uns darauf, das SBAS-Signal für mit GBAS ausgestattete Flugzeuge nutzbar zu machen, ein Konzept, das in Shively et al. (2006) als "bent pipe" bezeichnet und nie vollständig erforscht wurde. Das Ground Based Regional Augmentation System (GRAS) war ein System, das für Australien als regionales Ergänzungssystem geplant war (Crosby et al. 2000). Anstatt regionale Korrekturen über einen Satelliten-Downlink zu senden, sollten sie über eine VHF-Datenverbindung übertragen werden. Hier wollen wir SBAS-Korrekturen in einer lokalen Einrichtung zusammenstellen, um die GBAS-Korrektur zu imitieren und einen GBAS-Empfänger so "auszutricksen", dass er eine SBAS-Position mit der zugehörigen SBAS-Integrität ausgibt. Wir nennen das System GLASS (GLS Approaches using SBAS) und es ist einfach ein Konverter, der SBAS-Daten und Integritätsinformationen über einen GBAS-Kanal liefert. Im Gegensatz zu Shively et al. (2006) und den zugehörigen Referenzen versuchen wir nicht, die Integrität zu erhöhen, und wir versuchen auch nicht, GRAS-ähnliche regionale Korrekturen zu übertragen, wie in Crosby et al. (2000) beschrieben. Wir führen eine erste Bewertung der Integritätsübertragung zwischen SBAS und GBAS durch und zeigen die technische Machbarkeit der Verwendung von GLASS

in mit GBAS ausgestatteten Flugzeugen. Da es leichte Unterschiede zwischen den beiden Systemen gibt, müssen wir sicherstellen, dass die Integrität für den Sicherheitsanflugdienst gewährleistet ist.

## Überlegungen zu Algorithmus und Integrität

Eine der wichtigsten Integritätsfunktionen jedes luftgestützten GNSS-Empfängers, ob mit oder ohne Erweiterung, ist die Berechnung der Positionsunsicherheit bei dem zugewiesenen Integritätsrisiko. Dies wird als Schutzniveau bezeichnet, das dann mit einem maximal zulässigen Wert, der Alarmgrenze, verglichen wird. Wenn das Schutzniveau die Warngrenze überschreitet, kann das System die erforderliche Integrität nicht aufrechterhalten und meldet sich selbst als nicht verfügbar. Um die volle Übereinstimmung mit den ICAO-Standards zu gewährleisten, sollte der GBAS-Empfänger an Bord des Flugzeugs die gleichen Schutzstufen ausgeben wie ein reiner SBAS-Empfänger. Wenn dies nicht möglich ist, muss das Schutzniveau größer sein als das des reinen SBAS-Empfängers, was jedoch wiederum zu einer verminderten Verfügbarkeit führen kann.

Zu jeder Epoche berechnet ein luftgestützter Nutzerempfänger, der SBAS nutzt und gemäß DO229E (RTCA 2016) zertifiziert ist, die vertikalen und horizontalen Schutzniveaus (VPL, HPL) als

$$\begin{aligned} HPL_{SBAS} &= K_H \sqrt{\frac{\sigma_E^2 + \sigma_N^2}{2} + \sqrt{\left[\frac{\sigma_E^2 - \sigma_N^2}{2}\right]^2 + \sigma_{EN}^2}} \\ VPL_{SBAS} &= K_V \sigma_U \end{aligned} \quad (1)$$

mit  $\sigma_E^2 = \sum_i S_{E,i}^2 \sigma_i^2$  ist die Nachkorrekturvarianz des modellierten Fehlers in östlicher Richtung,  $\sigma_N^2 = \sum_i S_{N,i}^2 \sigma_i^2$  in der Nordrichtung,  $\sigma_U^2 = \sum_i S_{U,i}^2 \sigma_i^2$  in der Richtung der lokalen Vertikalen, und  $\sigma_{EN}^2 = \sum_i S_{E,i} S_{N,i} \sigma_i^2$  ist die Nachkorrektur-Kovarianz des modellierten Fehlers zwischen Ost und Nord.  $K_H$  und  $K_V$  werden gesetzt auf  $K_H = 6.0$  und  $K_V = 5.33$  für Anfluganwendungen mit vertikaler Führung und stellen eine Integritätsfehlergrenze bei den Wahrscheinlichkeiten  $p_{vertical} = 0.98 \times 10^{-7}$  und  $p_{horizontal} = 2 \times 10^{-9}$  zu einem beliebigen Zeitpunkt. Dies ergibt sich aus der Zuweisung des Integritätsrisikos, dass "die Wahrscheinlichkeit, dass ein horizontaler Querfehler oder ein vertikaler Fehler oder beide ihre jeweiligen Schutzniveaus überschreiten,  $2 \times 10^{-7}$  pro Anflug nicht überschreiten darf" (RTCA 2016).

Die  $\sigma_i$  sind die Unsicherheiten des Nachkorrekturbereichs und setzen sich aus den einzelnen Fehlern zusammen, deren Verteilungen von Gaußschen Nullmitteln überlagert werden. Sie bestehen aus

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 \quad (3)$$

wobei  $\sigma_{i,UIRE}$  der Wert ist, der aus den Ionosphäreneggerdaten durch Interpolation der übertragenen Gitterunsicherheiten  $\sigma_{GIVE}$  interpoliert und auf den Satellitenhöhenwinkel abgebildet werden.  $\sigma_{i,flt}$  ist der differenzielle Restfehler des Nutzers in Bezug auf den Orbit und die Uhr (RTCA 2016). Er wird vom Bodensegment berechnet und als Teil der schnellen Korrekturnachricht übertragen. Er beschreibt den Restfehler, der nach der Anwendung der schnellen Korrekturen verbleibt. Das Rauschen und der Mehrweg des Empfängers in der Luft ist gekennzeichnet durch  $\sigma_{i,air}$  der mit der Qualität der Bordausrüstung variiert.  $\sigma_{i,tropo}$  wird aus einer konstanten Modellierungsunsicherheit von 12 cm für den vertikalen Troposphärenfehler abgeleitet und mit Hilfe einer Höhenabbildungsfunktion in einen Schräglagenwert umgewandelt. Der Quadratwurzelterm in der obigen Gleichung ist die Standardabweichung des Positionsfehlers in Richtung des größten horizontalen Eigenvektors der Varianz-Kovarianz-Matrix des Positionsbereichs. Andererseits werden die Schutzstufen des GBAS-Ansatzes vom Dienstyp C als das Maximum einer Reihe von individuellen Schutzstufen unter der Annahme eines normalen Betriebs ( $H_0$ ) und einem Fehler des Referenzempfängers der Bodenstation ( $H_1$ ). Bei GBAS wird die Leistung des Referenzempfängers durch B(ias)-Werte (RTCA 2004) charakterisiert, die ständig vom Teilsystem am Boden berechnet und über VHF-Funk übertragen werden. Es gibt einen B-Wert pro Satellit  $i$  im Hinblick auf den Empfänger  $j$ . Einzelheiten zur Berechnung des GBAS-Schutzniveaus finden Sie in DO253d (RTCA 2017b)

oder ED114B (2019). Der Inhalt und die Struktur des VHF-Datenrundfunks sind beispielsweise in DO245A (RTCA 2004) beschrieben und werden hier zusammengefasst. Für Anflugdienste haben wir als Ausdruck für die seitlichen und vertikalen Schutzstufen ( $X \in \{L, V\}$ ):

$$XPL_{GBAS,appr} = \max[XPL_{GBAS,appr,H0}, XPL_{GBAS,appr,H1,j}] \quad (4)$$

wobei X lateral oder vertikal ist. Die Schutzstufen für den Fall, dass kein Referenzempfängerfehler vorliegt, sind

$$XPL_{GBAS,appr,H0} = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^n s_{appr,x,i}^2 \sigma_i^2} \quad (5)$$

wobei  $K_{ffmd}$  der Multiplikator für die fehlerfreie Erkennung von Fehlern ist. Im Falle von GBAS,  $\sigma_i^2$  wiederum die Fehlervarianz des Nachkorrektur-Reichweitenmodells, die sich jedoch von derjenigen unterscheidet, die bei der SBAS-gestützten Positionsbestimmung verwendet wird. Bei GBAS,

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2 \quad (6)$$

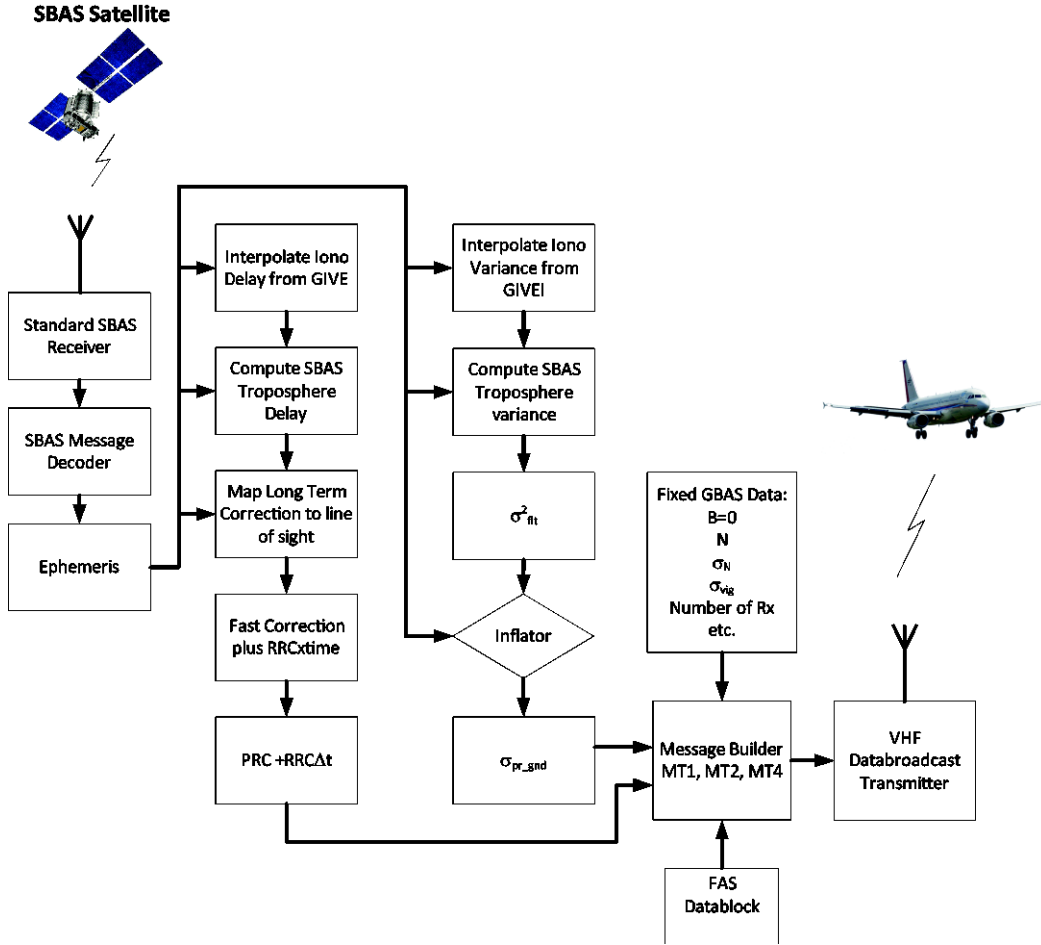
wobei  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  den Pseudo-Entfernungsfehler nach der Glättung charakterisiert,  $\sigma_{tropo,i}$  den verbleibenden Troposphärenfehler nach Anwendung des GBAS-Troposphärenmodells beschreibt,  $\sigma_{pr\_air,i}^2$  ein Modell für luftgestütztes Pseudobereichsrauschen und Mehrwegeeffekte ist und  $\sigma_{iono,i}$  modelliert den verbleibenden ionosphärischen Fehler nach der Anwendung der Korrekturterme. Die Schutzstufen für den Fehlerfall des Referenzempfängers sind

$$xPL_{GBAS,appr,H1,j} = |\sum_{i=1}^n s_{appr,x,i} B_{ij}| + K_{md} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{appr,x,i}^2 \sigma_{i,H1}^2} \quad (7)$$

und die Differenz zwischen  $\sigma_{i,H1}$  und  $\sigma_i$  ist ein  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  aufgeblasen durch die Anzahl der Referenzempfänger geteilt durch die Anzahl der Referenzempfänger minus eins.

Um SBAS über einen GBAS-Empfänger zu verwenden und die Integrität zu gewährleisten, müssen wir die Standardabweichungen der GBAS-Datenübertragung so aufblähen, dass das vom GBAS-Empfänger berechnete laterale Schutzniveau gleich oder größer ist als das horizontale Schutzniveau eines SBAS-Empfängers. Dasselbe gilt für das vertikale Schutzniveau. Anders als bei der Differenz zwischen vertikal und lateral müssen wir uns hier jedoch nicht so sehr um die Differenz in der Richtung des größten Fehlers kümmern. Außerdem müssen wir die Pseudoentfernungskorrekturen (PRC) und die Entfernungsratenkorrekturen (RRC) für jeden Satelliten aus den einzelnen Komponenten der SBAS-Übertragung berechnen. Da SBAS nicht über lokale Bodenreferenzstationen verfügt, gibt es folglich kein Äquivalent zu den B-Werten von GBAS. Wie in Shively et al. (2006) setzen wir alle B-Werte auf Null, so dass die  $H_1$  Schutzstufe nie verwendet wird.

Abbildung 1 zeigt ein Schema unserer Datenverarbeitung. Im Folgenden beschreiben wir jeden Block der Abbildung, um eine GBAS-Datenübertragung zu erstellen, die es einem GLS-Empfänger aus der Luft ermöglicht, den LPV-Dienst unter Verwendung von SBAS-korrigierten GNSS-Daten zu nutzen. Wir vergleichen die einzelnen Varianzbeiträge und den Multiplikator, um sicherzustellen, dass die im GBAS-Empfänger unter Verwendung von SBAS-Daten berechneten Schutzniveaus mindestens den SBAS-Schutzniveaus entsprechen oder höher sind. Für jeden Beitrag analysieren wir auch die PRC-Komponente



**Abb. 1** Blockdiagramm der GLASS Algorithmen. Aus den SBAS-Nachrichten und den GPS-Ephemeriden werden die Pseudoentfernungskorrekturen und eine Messabweichung berechnet. Die Abweichung wird aufgeblasen und als  $\sigma_{pr\_gnd}$ . Zusammen mit vorbestimmten, festen Parametern und einem FAS-Datenblock wird die GBAS-VHF-Datenübertragung zusammengestellt und gesendet.

### Normale Signalvarianz und nicht-atmosphärische Fehler

SBAS Systems Broadcast wird verwendet, um einen User Differential Range Error (UDRE) zusammenzustellen, und ein entsprechender Indikator (UDREI) pro Satellit wird als Teil der Fast Corrections (FC) gesendet, um die kurzfristigen Orbit- und Taktschwankungen zu charakterisieren. Dieser Index wird in einer Nachschlagetabelle verwendet, um die Restbereichunsicherheiten zu erhalten  $\sigma_{UDRE}$ . Die  $\sigma_{UDRE}$  wird für die Berechnung von  $\sigma_{flt}$  verwendet, der die Grundlage für die Berechnung von  $\sigma_{pr\_gnd}^2 = \sigma_{flt}^2$ .

Der nicht-atmosphärische, nicht-orbitale Fehlerbeitrag wird als  $PRC_{FC}$ . Diese sollten ursprünglich die künstliche Verschlechterung der Uhr bei ausgewählter Verfügbarkeit erfassen. Langfristige Korrekturen der Satellitenumlaufbahn und der Uhr werden als Offsets zu den kartesischen Bahnkoordinaten übertragen  $\Delta\vec{x} = (\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i)$ , Änderungsrate dieses Offsets  $\Delta\dot{\vec{x}} = (\Delta\dot{x}_i, \Delta\dot{y}_i, \Delta\dot{z}_i)$ , Polynomkoeffizienten der Uhrenkorrektur  $(\delta a_{f0}, \delta a_{f1})$ , und werden als Langzeitkorrekturen (LTC) bezeichnet. Anhand der Sichtlinie des Empfängersatelliten berechnen wir die Offset-Komponente der Bahnkoordinaten entlang der Sichtlinie und addieren diese zur UDRE- und Uhrenkorrektur, um eine grundlegende PRC für jeden Satelliten zu erhalten  $i$ ,

$$PRC_i = PRC_{t_0} + RRC(t - t_0) + \delta a_{f0} + \delta a_{f1}(t - t_0) + \hat{r}_i \cdot (\Delta\vec{x} + \Delta\dot{\vec{x}}(t - t_0)) \quad (8)$$

wobei  $t_0$  die Zeit der Anwendbarkeit der schnellen SBAS-Korrektur ist. Der Term  $\hat{r}_i \cdot (\Delta \vec{x} + \Delta \dot{\vec{x}}(t - t_0))$  ist das innere Produkt aus dem Sichtlinienvektor zwischen Nutzer und Satellit und den Bahnkorrekturparametern, die aus der Langzeitkorrekturnachricht stammen.

## Troposphäre

Die von SBAS verwendete Troposphärenkorrektur ist ein Mehrgleichungsmodell, das auf der Zersetzung der feuchten und trockenen Verzögerung basiert:

$$TC_{SBAS}(h) = -(d_{hyd} + d_{wet})m(\theta) \quad (9)$$

$$m(\theta) = \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2 \theta}} \quad (10)$$

wobei  $d_{hyd}$  und  $d_{wet}$  die geschätzten Reichweitenverzögerungen für einen Satelliten bei einem Elevationswinkel von 90 Grad sind, die durch die Atmosphäre im hydrostatischen Gleichgewicht und durch den Wassergehalt der Atmosphäre verursacht werden.  $m(\theta)$  die Höhenabbildungsfunktion vom Zenit zum aktuellen Satellitenhöhenwinkel ist.  $h$  ist die Höhe des Flugzeugs über dem WGS84-Ellipsoid, die mit einem Undulationsmodell wie EGM2008 (Pavlis et al. 2008) leicht auf die Geoidhöhe übertragen werden kann. Sowohl die hydrostatischen als auch die nassen Verzögerungsterme enthalten eine Abhängigkeit von der Höhe des Empfängers über dem mittleren Meeresspiegel ((RTCA 2016), Appendix A-9) sowie tabellierte Werte für Druck, Temperatur, Temperatursturzrate, Wasserdampfdruck und Wasserdampfsturzrate. Für eine bestimmte Anlage auf einem festen Breitengrad können alle Werte außer der Benutzerhöhe schnell interpoliert werden. Die Restunsicherheit wird angenommen als

$$\sigma_{tropo,SBAS} = 0.12m(\theta) \quad (11)$$

In GBAS wird die troposphärische Korrektur gemäß RTCA DO253D (RTCA 2017b) wie folgt berechnet

$$TC_{GBAS} = N_R h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2 \theta}} \left(1 - e^{-\frac{\Delta h}{h_0}}\right) \quad (12)$$

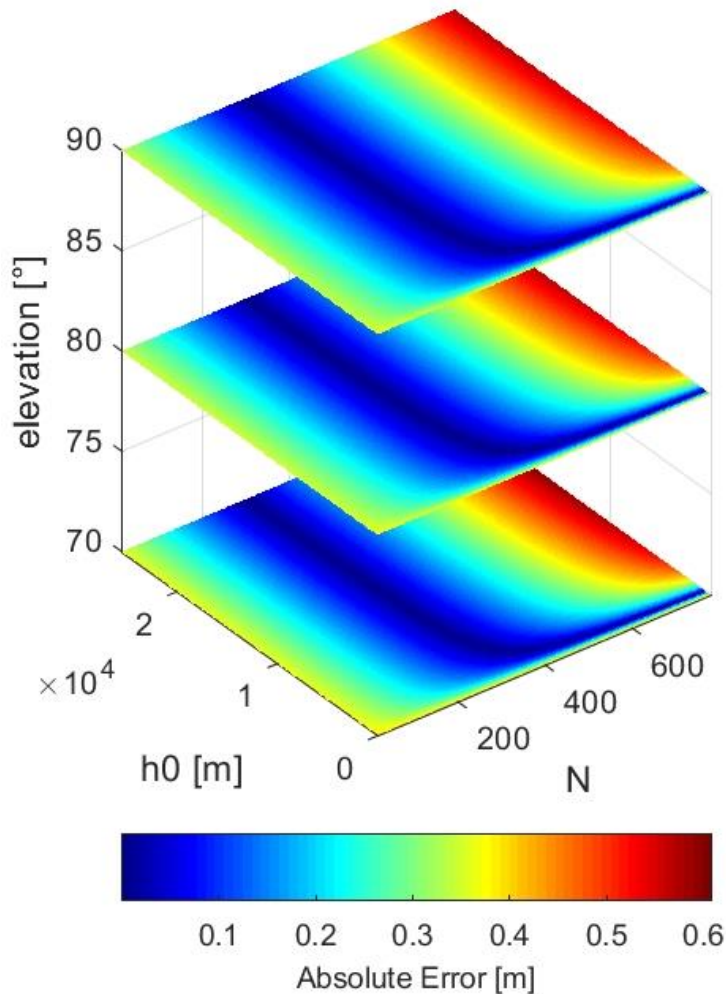
wobei  $\Delta h$  die Höhendifferenz zwischen dem GBAS-Referenzpunkt und dem Flugzeug ist und  $\theta$  der Elevationswinkel des Satelliten. Diese troposphärische Korrektur subtrahiert den Teil der troposphärischen Verzögerung zwischen GBAS-Bodenstation und Flugzeug, wobei angenommen wird, dass die Verzögerungen über die horizontale Entfernung zwischen den beiden räumlich korreliert sind.  $N_R$  und  $h_0$  sind der Brechungsindex und die troposphärische Skalenhöhe aus der GBAS-Meldung vom Typ zwei. Die Restunsicherheit der Troposphäre  $\sigma_{tropo}$  nach Anwendung dieser Korrektur ist abhängig von der Brechungsunsicherheit  $\sigma_N$ , die ebenfalls in der GBAS-Nachricht vom Typ 2 enthalten ist:

$$\sigma_{tropo,GBAS} = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2 \theta}} \left(1 - e^{-\frac{\Delta h}{h_0}}\right) \quad (13)$$

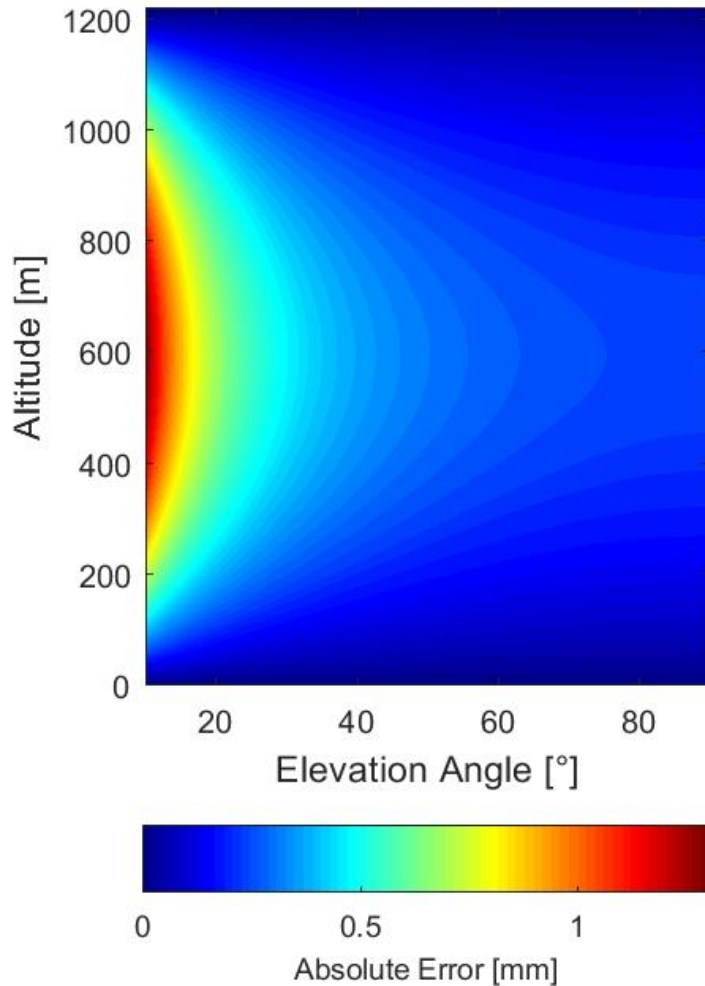
Um die SBAS-Troposphärenkorrektur am Flugzeug korrekt zu erreichen, müssen wir die Parameter  $N$  und  $h_0$  so einstellen, dass die Differenz zwischen der SBAS-Korrektur und der GBAS-Anpassung minimiert wird, d.h.  $\min_{N, h_0} [TC_{SBAS}(h) - TC_{SBAS}(h=0) + TC_{GBAS}(h)]$ . Aufgrund der unterschiedlichen Modelle, die in den beiden Systemen verwendet werden, ist es nicht möglich, eine optimale Lösung zu erhalten, die diese Differenz für alle Höhenwinkel und alle Flughöhen minimiert. Die Differenz nimmt zu, je größer der Höhenunterschied zwischen der Bodenstation und dem Flugzeug ist. Im ICAO-Dokument für die Verfahrensgestaltung (ICAO, 2014.) heißt es: "...Der FAP sollte sich normalerweise nicht mehr als 18,5 km (10,0 NM) vor der Schwelle befinden, es sei denn, es wird eine angemessene Gleitpfadföhrung bereitgestellt, die über das in Anhang 10 festgelegte Minimum hinausgeht." Zehn nautische Meilen und ein Gleitpfadwinkel von drei Grad entsprechen einer Abfanghöhe von etwa 3120 Fuß über dem Boden. Für unsere Suche nach dem optimalen  $N$  und  $h_0$  platzieren wir das Flugzeug in einer Höhe von 4000ft über der Bodenstation, viel höher als ein Instrumentenanflug normalerweise beginnen würde. Wir führten eine

Rastersuche über alle möglichen Werte von  $N$ , die von 16 bis 781 und  $h_0$  im Bereich von 0 bis 25500 m, wie durch die VHF DataBroadcast (VDB) Nachrichtenstruktur (RTCA 2017a) begrenzt. Der Elevationswinkel wurde von 5 Grad bis 90 Grad variiert. Ein Auszug aus dieser Suche ist in Abbildung 2 dargestellt.

Im Allgemeinen zeigt Abbildung 2 ein ähnliches Muster im Fehlerverhalten für jeden Elevationswinkel sowie eine Antiproportionalität des Fehlers in Bezug auf den Elevationswinkel. Da in der Positionslösung SBAS-Satelliten mit höheren Elevationswinkeln mit einem höheren Gewicht ausgestattet sind und daher am meisten zur Positionsgenauigkeit beitragen, haben wir das Paar aus  $N$  und  $h_0$  das den Fehler zwischen  $TC_{SBAS}$  und  $TC_{GBAS}$  für einen Satelliten im Zenit minimiert. Abbildung 3 zeigt, dass dieses Paar ( $N=316$ ,  $h_0=8500$ ), wenn es für andere Elevationswinkel und andere Flughöhen verwendet wird, nur zu einem maximalen Entfernungsf Fehler von 3 mm führt, was akzeptabel ist und unter dem Schwellenwert für das Pseudo-Entfernungsrauschen liegt. Wir entscheiden uns für die Einstellung  $\sigma_N = 0$  in der Bodenstation und addieren die  $\sigma_{tropo,SBAS}$  zu dem übertragenen  $\sigma_{pr,gnd}^2 = \sigma_{pr,gnd}^2 + \sigma_{tropo,SBAS}^2$ . Somit ist die troposphärische Varianz in der übertragenen Varianz enthalten  $\sigma_{pr,gnd}$  enthalten und wird vom GBAS-Empfänger an Bord verwendet.



**Abb. 2** Suche über Brechungsindex  $N$  und Skalenhöhe  $h_0$  um das Paar zu finden, das den kleinsten Fehler ergibt



**Abb. 3** Verwenden Sie den Wert, der den Fehler bei hohen Höhenwinkeln für alle Flugzeughöhen und GPS-Satellitenhöhenwinkel minimiert. Der größte Fehler beträgt 1,3 mm für die Werte von  $N=316$  und  $h_0=8500\text{m}$ .

### Ionosphäre

Bei SBAS werden die ionosphärischen Korrekturen und Fehlercharakterisierungen unter Verwendung eines Broadcast-Gitters mit zugehörigen Grid Ionosphere Vertical Error Indices (GIVEI) und einem Verzögerungswert für L1 berechnet. Der Benutzer interpoliert dann das Ionosphärengitter an den Stellen, an denen die Sichtlinie zwischen Empfänger und Satellit die Ionosphäre in einer angenommenen Höhe von 350 km über dem Boden durchdringt. Am Interpolationspunkt erhält der SBAS-Nutzer eine ionosphärische Varianz  $\sigma_{i,UIRE}$  und einen ionosphärischen Korrekturterm  $IC_i$  der entlang der Sichtlinie zum Satelliten abgebildet wird, indem  $F_{pp}(\theta)$  einer vertikalen bis schrägen Abbildungsfunktion. Bei der Verwendung von GBAS ist die ionosphärische Korrektur Teil der gemessenen Pseudoentfernungskorrektur, und die ionosphärische Nachkorrekturvarianz basiert auf der Standardabweichung des ionosphärischen Gradienten  $\sigma_{iono,verticalgradient}$  zwischen Benutzer und Bodenstation:

$$\sigma_{iono} = F_{pp}(\theta)\sigma_{iono,verticalgradient}(d_{air} + 2\tau v_{air}) \quad (14)$$

wobei  $d_{air}$  die Entfernung zwischen GBAS-Bodenstation und Benutzer und  $v_{air}$  die Geschwindigkeit des Benutzers. Da dieser Term von der Entfernung abhängt, während der ionosphärische Restfehler von SBAS dies nicht tut, haben wir uns entschieden  $\sigma_{iono,verticalgradient} = 0$  in der GBAS-Station und addieren die Restvarianz des ionosphärischen Fehlers  $\sigma_{i,UIRE}^2$  zu der Übertragung  $\sigma_{pr,gnd}^2$ , d.h.  $\sigma_{pr,gnd}^2 = \sigma_{pr,gnd}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2$

Da ICAO PANS-OPS (ICAO 2014) im Allgemeinen ein Endanflugsegment von 10 Seemeilen oder weniger vorschreibt, nehmen wir dies als die maximale Entfernung an, die das GLASS-System verwendet werden kann, und berechnen die größte  $\sigma_{i,UIRE}^2$  entlang der Flugbahn und verwenden sie in unserem System.

Da das SBAS-Ionosphärenraster einen groben Abstand von  $5^\circ$  Längen- und Breitengraden aufgespannt ist, berechnen wir die SBAS-Ionosphärenkorrektur  $IC_i$  an der Bodenstation und fügen sie der übertragenen PRC hinzu. Dadurch entsteht ein kleiner Fehler in der Pseudoentfernungskorrektur, d.h. die Differenz zwischen der ionosphärischen Korrektur an der Bodenstation und der ionosphärischen Korrektur, die ein SBAS-Benutzer an seinem Standort in einer maximalen Entfernung von 10 NM berechnen würde. Wenn wir eine maximale Entfernung von 10 NM zwischen Benutzer und GLASS-Station und die maximal mögliche Differenz zwischen benachbarten vertikalen Verzögerungen an Gitterpunkten von 63,75 m sowie einen minimalen Höhenwinkel annehmen, beträgt der maximale Wert dieses Fehlers 1,33 m. Dieser Fehler nimmt ab, wenn sich das Flugzeug der GLASS-Bodenstation oder einem Referenzpunkt nähert, an dem die SBAS-Differenzkorrekturen erstellt werden. Dieser Wert liegt unter dem maximalen unerkannten Fehler von 1,5 Metern, der für den GBAS-Anflugdienst Typ D für den Betrieb bei geringer Sicht erforderlich ist. Dieser Fehler kann durch Sigma-Inflation abgedeckt werden, wie von van Graas et al. (2004) und Walter et al. (2004) beschrieben.

### Seitliche bis horizontale Schutzstufe Inflation

Bei der Berechnung des Schutzniveaus gibt es feine Unterschiede zwischen SBAS und GBAS: Das GBAS-System berechnet das seitliche Schutzniveau in Querrichtung zum Endanflugpfad, während SBAS das horizontale Schutzniveau in Richtung des größten horizontalen Fehlers berechnet. Zweitens addiert GBAS die Projektion der Fehlerkomponente entlang der Flugbahn auf das vertikale Schutzniveau, während SBAS den reinen Vertikalfehler verwendet. Aufgrund dieser Unterschiede müssen wir den endgültigen Wert aufblasen  $\sigma_{pr,gnd}$  Wert aufblähen, bevor er in die GBAS-Nachricht eingefügt wird, um im GBAS-Empfänger in der Luft ein seitliches Schutzniveau zu berechnen, das gleich oder größer ist als das horizontale für SBAS. Aufgrund der hinzugefügten Komponente entlang der Spur ist der  $VPL_{GBAS}$  bereits größer als die  $VPL_{SBAS}$  und es ist keine Aufblähung erforderlich. Die seitliche Fehlerkomponente wird jedoch immer kleiner oder gleich der Komponente der semimajoralen Achse sein, und daher  $\sigma_{pr,gnd}$  erhöht werden muss. Die Aufblähung wirkt sich auf alle Dimensionen des Schutzniveaus aus, und da die vertikale Verdünnung der Präzision normalerweise größer ist als die horizontale, führt dies zu einer starken Erhöhung der VPL. Um die Richtung der semimajoralen Achse der Fehlerellipse abzuleiten, finden wir die Eigenwerte und Eigenvektoren der horizontalen Varianz-Kovarianz-Matrix. Der Eigenvektor, der dem größten Eigenwert entspricht, ist die semimajorale Achse und der größte Eigenwert ist die Varianz in dieser Richtung (Sorenson 1980). Der Inflationsfaktor wird somit  $\Gamma = \frac{\sigma_{semimajor}}{\sigma_{lateral}}$ .

Die Sendung  $\sigma_{pr,gnd,i,brdcast}$  ist dann

$$\sigma_{pr,gnd,i,brdcast} = \Gamma \sigma_{pr,gnd,i} \quad (15)$$

Der Empfänger in der Luft ist nicht verpflichtet, alle Satelliten zu nutzen, für die er Korrekturdaten empfängt. In einem solchen Fall kann der benötigte Inflationsfaktor abhängig von der Abweichung der Sendereichweite bei der Betrachtung der verschiedenen Teilmengen steigen oder fallen. Die Notwendigkeit eines zunehmenden Inflationsfaktors wird vom Bodenprozessor vor der Übertragung der Korrekturdaten erfasst, indem er alle nutzbaren Teilmengen von Satelliten durchsucht und den maximalen  $\Gamma$ .

## K Multiplikatoren

Bei der Zertifizierung sowohl von GBAS als auch von SBAS für Anflugdienste wird das Integritätsrisiko den horizontalen und vertikalen Schutzgrenzen, den Schutzstufen, zugewiesen. Dies wird erreicht, indem die K-Multiplikatoren in (1), (2) und (4) auf den Wert gesetzt werden, der diesem Risiko entspricht. Bei SBAS-Anfluganwendungen  $K_V = 5.33$ ,  $K_H = 6$  und bei GBAS-Anfluganwendungen  $K_{ffmd} = 5.84$  wenn  $M = 4$  Bodenempfänger verwendet werden. Da  $K$  bei GBAS von der Anzahl der verwendeten Bodenempfänger abhängt und bei SBAS nicht, haben wir  $M=4$  gewählt, um den Aufblähungsfaktor so gering wie möglich zu halten, wobei wir bedenken, dass wir SBAS nur in einem GBAS-Empfänger nutzbar machen wollen. Um zu garantieren, dass unser Schutzniveau gleich oder größer ist als bei SBAS, müssen wir unser Broadcast-Sigma weiter aufblähen, und zwar um mindestens  $\frac{K_H}{K_{ffmd}} = 1.028$  aufgerundet auf die größere dritte Dezimalstelle, so dass  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = 1.028\Gamma\sigma_{pr,gnd,i}$ .

## Sigma Air

Für denselben luftgestützten Präzisionsdesignator ist die  $\sigma_{pr\_air,i}$  von GBAS und  $\sigma_{air,i}$  von SBAS identisch. Bislang haben wir die  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  um die ionosphärischen und troposphärischen Beiträge von SBAS zu berücksichtigen. Die entsprechenden GBAS-Äquivalente wurden auf Null gesetzt, indem der GBAS-Nachrichtentyp 4 angepasst wurde. Wenn Sie (3) mit (6) vergleichen, wird deutlich, dass  $\sigma_{pr\_air,i}$  und  $\sigma_{air,i}$  in der geometrischen Inflation nicht berücksichtigt werden. Daher müssen wir die  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  stärker erhöhen, um den geometrischen Unterschied bei der Fehlerfortpflanzung zu berücksichtigen.  $\sigma_{air,i}$  und  $\sigma_{pr\_air,i}$  werden für beide Systeme identisch berechnet und erreichen ihren maximalen Wert von 0,57 m für einen Satellitenerhebungswinkel von  $5^\circ$  und der luftgestützten Genauigkeitsbezeichnung A. Wir erhöhen den Übertragungs  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  Faktor, um dieser Worst-Case-Annahme Rechnung zu tragen:

$$\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = 1.028\Gamma\sigma_{pr,gnd,i} + 0.57(\Gamma - 1) \quad (16)$$

Diese Lösung ist übermäßig konservativ und geht von einem ungünstigen Satellitenerhebungswinkel aus. Wir können davon ausgehen, dass der Unterschied in der Satellitenhöhe zwischen einem Nutzer in der Luft in einer maximalen Höhe von 10000ft MSL und dem System am Boden vernachlässigbar ist, da die Höhe der GPS-Satelliten etwa 22000 km beträgt. Um konservativ zu sein, können wir 1 Grad Höhenunterschied abziehen und  $\sigma_{pr\_air,i}$  mit diesem Wert. Dann,

$$\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = 1.028\Gamma\sigma_{pr,gnd,i} + (\Gamma - 1)\sigma_{air,i}(\theta - 1^\circ) \quad (18)$$

ist der endgültige Ausdruck für den aufgeblähten Wert von  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  der im GLASS-System verwendet wird. Wir haben uns bewusst dafür entschieden, die Standardabweichung und nicht die Varianz zu skalieren, da es sich um die  $\sigma$  die in der VDB-Übertragung gemäß RTCA (2016) verwendet wird. Beachten Sie, dass die obige Berechnung durch mathematische Äquivalenztransformation leicht auf Varianzen übertragen werden kann.

## Alarmgrenzwert-Skalierung

Die Standards für die Datenübertragung in einem GBAS-System (RTCA 2004) erlauben nur die Eingabe eines maximalen Wertes von 25,4 m als FASVAL (Final Approach Segment Vertical Alert Limit) im Gegensatz zum FASVAL des SBAS-LPV-Anflugdienstes von 50 m. Die GBAS-Warngrenzen für das Endanflugsegment werden mit der Entfernung vom Abfangpunkt des Gleitpfades (GPIP) skaliert, der sich

typischerweise etwa 1000 Fuß in Windrichtung der Landeschwelle befindet. Die Skalierungsgleichung lautet  $0.095965H_p + FASVAL - 5.85$ , wobei  $H_p$  die Höhe des Flugzeugs über dem GPIP-Punkt ist. Diese Gleichung gilt bis zu einer Höhe von 1340 Fuß über dem GPIP, danach bleibt der VAL bei  $FASVAL + 33,35$  m. Gleichzeitig wird das Lateral Alert Limit (LAL) skaliert  $0.0044D + FASLAL - 3.85$ , wobei  $D$  die horizontale Entfernung zum Landeswellenpunkt ist. Diese Gleichung gilt bis zu einer Entfernung von 7500 m, danach bleibt die LAL bei  $FASLAL + 29.15$  m. Mit einem FASVAL von 25,4 m und der GBAS-Skalierung wird der vertikale Alarmgrenzwert von 50 m in einer Höhe von 317,30 m erreicht. Wenn wir wollen, dass die LAL gleichzeitig ihren Wert von 40 m erreicht, muss der FASLAL auf 17,21 m gesetzt werden. Unter Verwendung eines Standard-Gleitpfadwinkels von 3 Grad haben wir die Hindernisbewertungsflächen gemäß ICAO PANS-OPS (ICAO 2014.) mit der von der ICAO bereitgestellten Software (<https://www.icao.int/safety/airnavigation/ops/pages/pans-ops-oas-software.aspx>) berechnet. An dem oben genannten Punkt in 5741 m Entfernung von der Schwelle verwendet der Verfahrensentwickler eine APV-1-Hindernisbeurteilungsfläche mit einer Höhe von 157,47 m über der LTP und einer Breite von plus-minus 320 m. Kein Hindernis darf diese Fläche durchdringen, ohne dass die Sicht und/oder die Entscheidungshöhe so erhöht wird, dass das Hindernis keine Gefahr für den Flug darstellt. So befindet sich das Flugzeug in einer Höhe von 317,3 m auf dem Gleitpfad 159,83 m über der Hindernisfläche, mehr als das Dreifache der Alarmgrenze. Dieser Abstand nimmt mit zunehmender Höhe zu. Ab dem identifizierten Punkt bis zur Entscheidungshöhe sind die Warn Grenzen konservativer als für LPV erforderlich. Oberhalb des Punktes sind sie zwar größer, aber aufgrund der vom Verfahrensentwickler durchgeführten Hindernisbeurteilung erhöht sich das Kollisionsrisiko nicht, und der Betrieb wird nicht unsicher. Wenn das FASVAL auf 16,65 m reduziert würde, um ein Maximum von 50 m bei 1340ft über der Landebahn zu erreichen, könnte die Verfügbarkeit stark beeinträchtigt werden.

## Zeit zum Alarmieren

Generell beschreibt ED114B (2019) die Zeit bis zur Alarmierung als "Die Zeit bis zur Alarmierung ist definiert als die Zeit zwischen dem Eintreten der Bedingung, bei der der relative Positionsfehler die Alarmgrenze überschreitet, und der Übertragung des letzten Bits der Nachricht, die die Integritätsdaten enthält, die die Bedingung widerspiegeln."

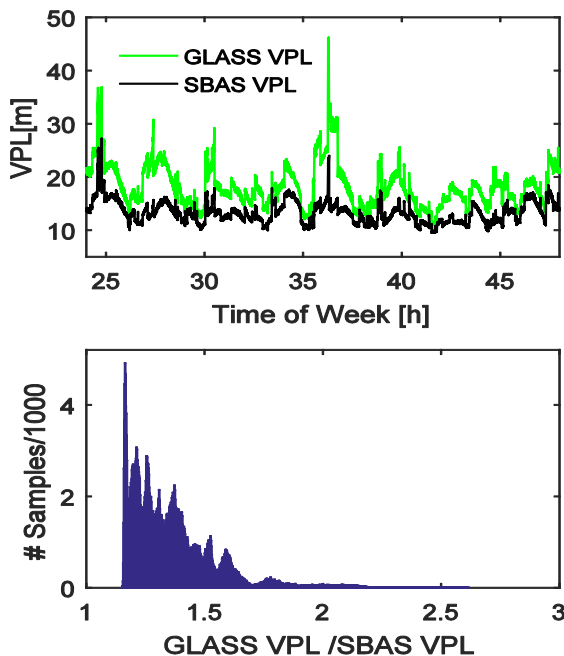
Die Europäische Agentur für Flugsicherheit hat EGNOS für den Präzisionsanflugdienst zertifiziert und daher muss es die ICAO-Anforderung (2018) von 5,2 s erfüllen (Anhang 10, Anhang B, Abschnitt 3.5.7.5.1). Der Nachweis bleibt ein unveröffentlichtes Dokument mit dem Titel "EGNOS Signal-in-Space System Safety Case Part A (Design, Development & Deployment) Issue 3 from 21 February 2008".

Wir empfangen die SBAS-Daten auf der Ebene des Benutzerempfängers, bevor wir die erweiterte Position berechnen. Die zusätzliche Verarbeitung, wie zuvor beschrieben und in Abbildung 1 dargestellt, führt sicherlich zu einer kleinen Verzögerung und erhöht die Zeit bis zur Alarmierung. Erfahrungsgemäß dauert ein Prozess, der die Inversion einer positiv definiten Matrix mit weniger als 50 mal 50 Elementen umfasst, auf modernen Personal Computern etwa 10 ms oder weniger. Aufgrund des oben beschriebenen Algorithmus können wir diese Verarbeitungszeit als fast vernachlässigbar betrachten. Eine qualitative Bewertung des zusätzlichen Zeitaufwands bei der Konvertierung sollte jedoch vorgenommen werden, sobald die Algorithmen in zertifizierbarem Code programmiert sind, was den Rahmen dieser Veröffentlichung sprengen würde. Die UKW-Rundfunkmeldung für GLS wird alle 0,5 Sekunden aktualisiert und das GBAS-Signal im Raum benötigt 3 Sekunden bis zur Alarmierung (siehe ICAO (2018), Anhang D, Tabelle D5-C, erste Zeile). Daraus ergibt sich eine Gesamtalarmzeit von 8,7 s, die für ein Instrumentenanflugverfahren ausreicht, das nach den Kriterien für APproach with Vertical guidance type 1 (APV-1) entworfen wurde. Ein APV-1 erfordert eine Zeit bis zur Alarmierung von 10 s, während ein Präzisionsanflug gemäß ICAO (2018), Tabelle 3.7.3.4-1, 10 s benötigt. Im Gegensatz zu einem Präzisionsanflug hat ein APV-1 eine niedrigste mögliche Entscheidungshöhe von 250 Fuß über Grund im Vergleich zu 200 Fuß bei einem Präzisionsanflug.

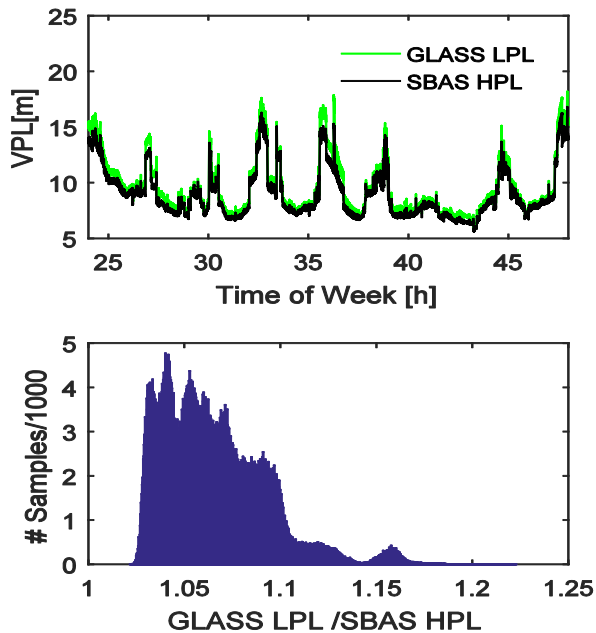
## Implementierung und Benchmark-Test

Nachdem wir die notwendigen Algorithmen in C++ implementiert hatten, verbanden wir einen 64bit Linux PC, auf dem SUSE Linux lief, über TCP/IP mit einem SBAS-fähigen Septentrio AsteRx3 Empfänger. Der GNSS-Empfänger war mit einer Leica AR20 Drosselringantenne verbunden, die sich auf dem Dach des DLR-Instituts für Flugführung in Braunschweig befindet. Unsere Software berechnet gleichzeitig auch die SBAS- und GBAS-Schutzstufen sowie die Positionen der angeschlossenen Antenne. Wir sammelten Navstar-GPS-Daten am DLR-Institut für Flugführung (52.3148848778 N, 10.5634639104 E, 143.364 m in WGS84) im Laufe einer Woche vom 15. bis 21. Juli 2018 mit 2 Hz und verwendeten den Datenblock des Endanflugsegments der Startbahn 26 des Flughafens Braunschweig-Wolfsburg.

Die Abbildungen 4 und 5 zeigen Beispiel-Schutzstufen von 24 h und Histogramme unter Verwendung des vollständigen einwöchigen Datensatzes der Verhältnisse von GLASS LPL zu SBAS HPL bzw. GLASS VPL zu SBAS VPL. Wenn wir nur Verhältniswerte über eins haben, sehen wir, dass unser Inflationsfaktor die Fehlerposition der semimajoralen Achse der aktuellen Satellitengeometrie effektiv auf die laterale Komponente des in GBAS verwendeten Annäherungskoordinatensystems abbildet. In der Vertikalen, wo keine Inflationierung erforderlich ist und wir auch einen höheren K-Multiplikator für SBAS-Schutzstufen haben, sehen wir einen größeren Anstieg der Verhältnisse zwischen GBAS VPL und SBAS VPL mit einem Minimum von über 1,4.

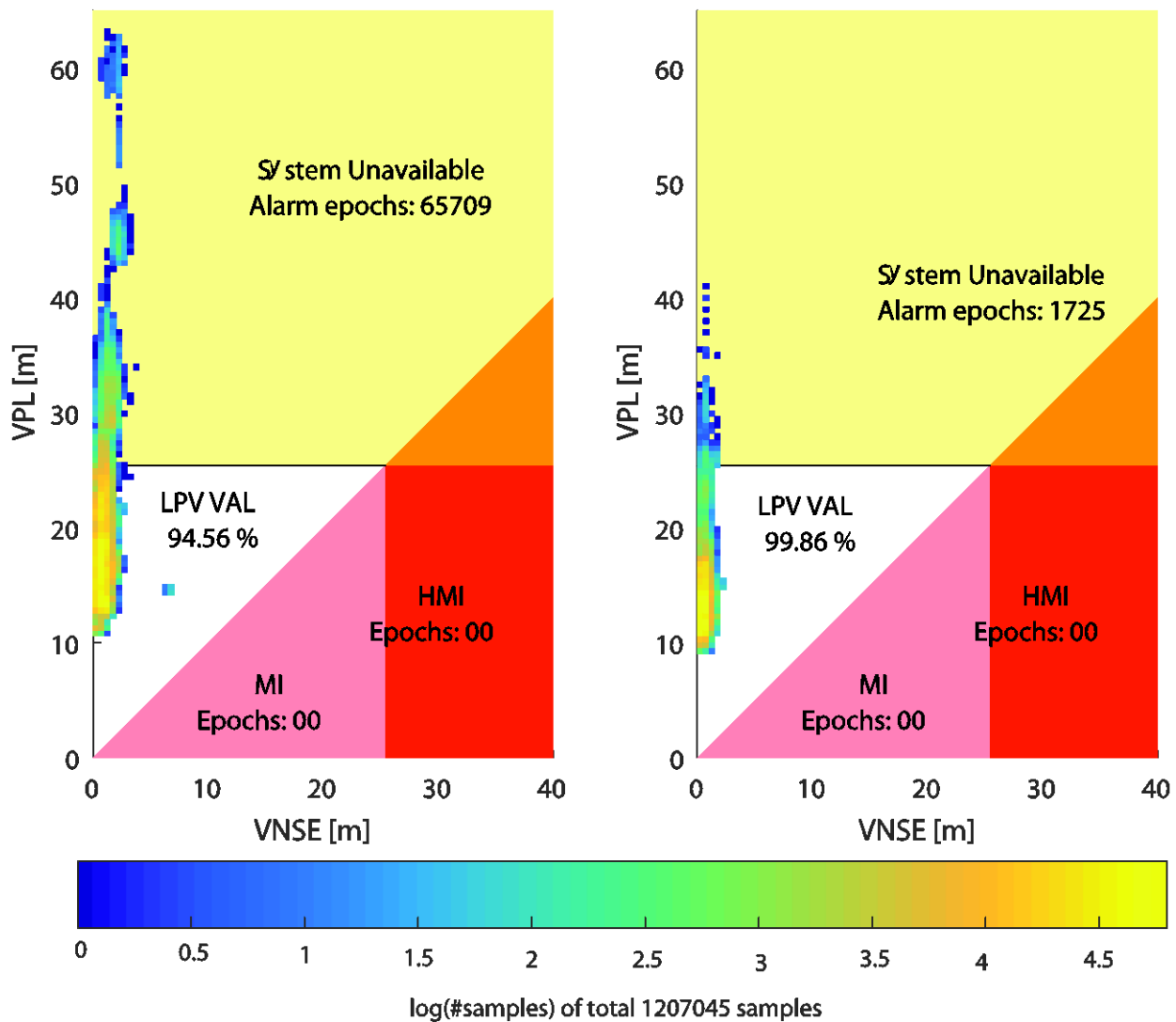


**Abb. 4** Vergleich der vertikalen Schutzniveaus während 24 Stunden (oben) zeitliche Entwicklung der vertikalen Schutzniveaus (unten) Verhältnis der vertikalen Schutzniveaus für Daten, die eine Woche lang gesammelt wurden. Der kleinste Wert ist 1,2



**Abb. 5** Vergleich des lateralen und horizontalen Schutzniveaus während 24 Stunden (oben) Zeitliche Entwicklung des lateralen und horizontalen Schutzniveaus (unten) Verhältnis des lateralen zum horizontalen Schutzniveau für Daten, die eine Woche lang gesammelt wurden. Der kleinste Wert ist 1,025

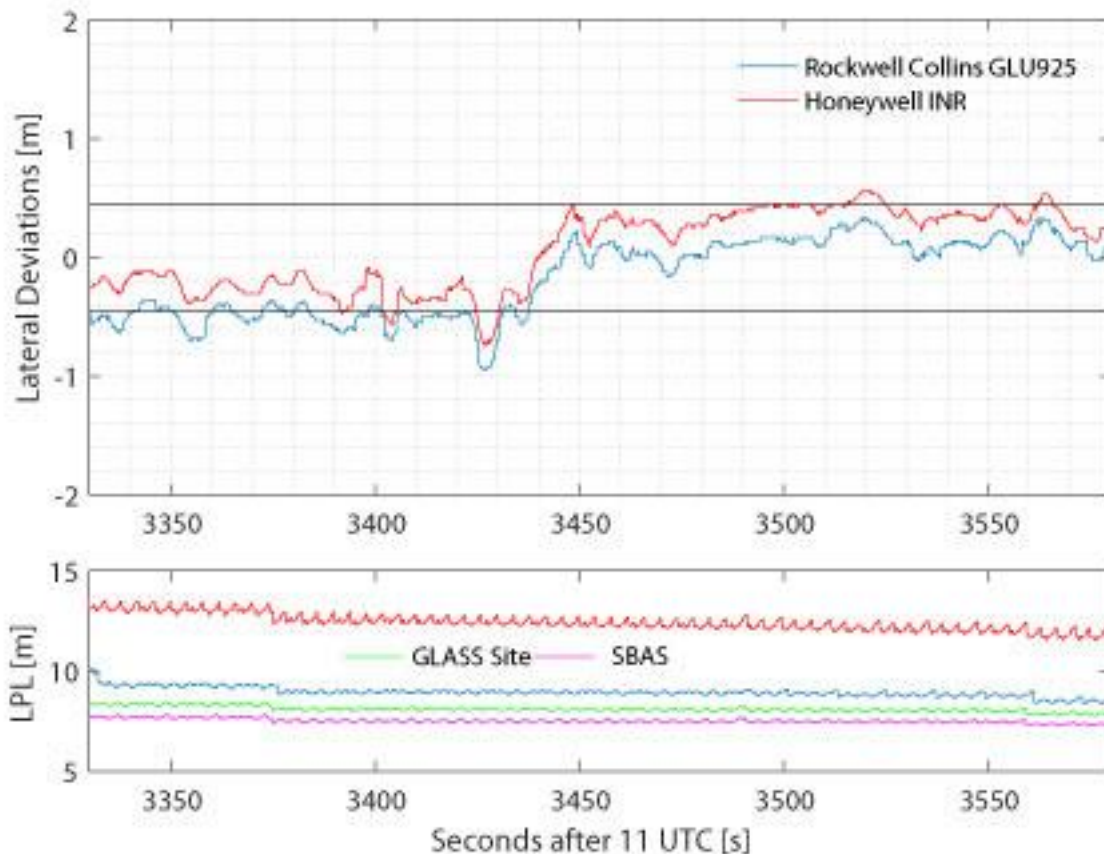
Anschließend haben wir die Daten in ein Stanford-Integritätsdiagramm eingezeichnet, das von Walter et al. (1999) unter Verwendung der maximal möglichen GBAS-Alarmgrenze von 25,4 m erstellt wurde. Fig. 25 zeigt, dass das System aufgrund der Aufblähung des vertikalen Schutzniveaus 5,44% Nichtverfügbarkeit verursachte, was 5,3% mehr Nichtverfügbarkeit im Vergleich zum nicht aufgeblähten Fall bedeutet. Beim Vergleich des reinen SBAS-Integritätsdiagramms mit dem GBAS-Diagramm können wir leicht die "Streckung" der Daten in Richtung der Abszisse erkennen. Wenn der FASVAL für die Daten auf 16,65 m reduziert würde, wie im vorherigen Abschnitt erwähnt, würde die Verfügbarkeit von 94,56% auf 43,39% sinken, was sicherlich für keinen Nutzer akzeptabel ist. Beachten Sie, dass das FASVAL hier auf eine statische Messung angewendet wird. Wie bereits erwähnt, skaliert der GBAS-Alarmgrenzwert mit der Entfernung zum Flughafen. Um eine gewünschte Verfügbarkeit zu haben, muss ein potenzieller Nutzer die Verfügbarkeit an der Grenze der operativen Nutzung des GLASS-Systems, d.h. in der Entscheidungshöhe, bewerten.



**Abb. 6 Integritätsanalyse des GLASS-Systems (links)** Integritätsdiagramm der vertikalen Komponente der GLASS-Navigationslösung. (rechts) Integritätsdiagramm der vertikalen Komponente der Standard-SBAS-Positionslösung. Die Aufblähung ist an der Dehnung entlang der Abszisse zu erkennen

Als nächstes haben wir eine Systemverifizierung mit unserem Testfahrzeug, einem Mercedes-Transporter, durchgeführt, der mit echter Avionik-Hardware ausgestattet ist. In dem Fahrzeug installierten wir einen rot gekennzeichneten (nicht qualifizierten, zu Testzwecken verwendeten) Rockwell Collins GLU-925 Multi Mode Receiver (MMR) aus einem Airbus A320 und einen Honeywell Integrated Navigation Radio (INR) aus der Boeing 787, der mit einer Novatel Pinwheel-Antenne verbunden war. Die Daten wurden von beiden Empfängern über den ARINC429-Bus mit einer Condor CEI-530ci PCI-Schnittstellenkarte gesammelt. Für die Sendefunktion haben wir einen Telerad EM9009 GBAS VHF-Sender an den bereits erwähnten Linux-PC angeschlossen. Der PC und Telerad wurden mit einem Ausgangssignal von einem Impuls pro Sekunde vom Septentrio-Empfänger synchronisiert. Die Software wurde so konfiguriert, dass die GBAS-Nachrichtentypen 1, 2 und 4 gemäß den Spezifikationen des GAST-C-Dienstes gesendet werden. Mit dem Testfahrzeug stimmten wir den FAS-Datenblock der Landebahn 26 auf dem Flughafen Braunschweig-Wolfsburg ab und fuhren auf die Landebahn, um die Abweichung des Localizers zu testen. Die GNSS-Antenne wurde auf der linken Seite des Fahrzeugs knapp hinter dem Kopf des Fahrers angebracht. Der Fahrer versuchte dann, die linken Räder des Transporters auf der Mittellinie der Landebahn zu halten. Die Mittellinie der Landebahn ist 90 cm breit. Bei 3420 Sekunden versuchte der Fahrer, die Position des Lieferwagens so zu korrigieren, dass die Abweichung null Meter betrug.

Dieser Versuch war erfolglos; die Kombination aus Transporter und Fahrer war nicht in der Lage, im Subdezimeterbereich zu steuern. Fig 26 zeigt das Ergebnis der beiden Navigationsempfänger. Das obere Feld zeigt die geradlinigen horizontalen Abweichungen in Metern vom ARINC429 Label 116 (A-RINC429-20 2001). Das untere Feld zeigt das seitliche Schutzniveau von Label 156 sowie die am GLASS Installationsort berechneten Schutzniveaus. Im oberen Feld können wir sehen, dass die geradlinige Abweichung der Localizer beider Empfänger innerhalb weniger Dezimeter übereinstimmt, wobei die INR-Daten immer nach Norden versetzt sind (da die Landebahn mehr oder weniger in Ost-West-Richtung verläuft). Der Unterschied liegt unter der von GBAS geforderten Genauigkeit von 16 m und damit innerhalb der Spezifikation. Im unteren Feld zeigen wir den seitlichen Schutzpegel für den FAS-Datenblock der Landebahn 26 von beiden Empfängern sowie den seitlichen Schutzpegel von GLASS und den an der GLASS-Installation berechneten horizontalen Schutzpegel von SBAS. Wir sehen, dass die Inflation alle LPLs über den SBAS HPL erhöht. Alle Schutzpegel folgen dem Sägezahnmuster, das für SBAS-Schutzpegel aufgrund der Verschlechterung der Korrekturen charakteristisch ist. Die gleichen 12 GPS-Satelliten oberhalb des Maskenwinkels wurden von allen Empfängern verfolgt. Interessanterweise ist der Honeywell INR LPL etwa drei Meter größer als der Collins GLU925 LPL. Die Collins GLU925 LPL ist wiederum etwa einen Meter größer als die theoretische GLASS LPL, die von der GLASS Software berechnet wurde. Dieser Unterschied kann auf die Modelle der  $\sigma_{pr,air}$  die in beiden Empfängern implementiert sind. Der große Unterschied zwischen den beiden Empfängern für die Luftfahrt könnte möglicherweise darauf zurückzuführen sein, dass Honeywell ein sehr konservatives, übersteigertes, nicht standardisiertes Modell für  $\sigma_{pr,air}$ .

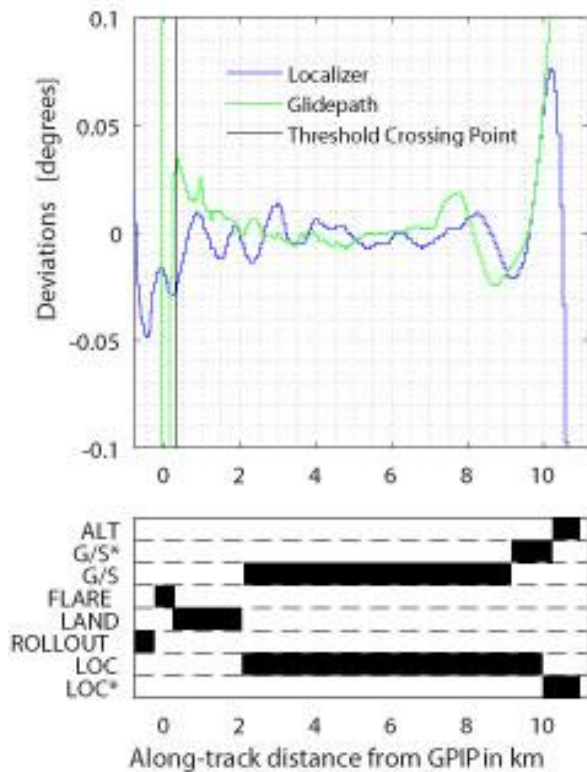


**Abb. 7** Dynamischer Test auf der Landebahn 26 in Braunschweig mit einem Rockwell Collins GLU925 und einem Honeywell INR. Das obere Feld zeigt die von beiden Empfängern ausgegebene horizontale Abweichung. Bei 3420 s versuchte der Fahrer des Transporters, die Abweichung auf Null zu korrigieren,

was ihm jedoch nicht gelang. Der technische Fehler des Antriebs war zu groß, um den absoluten Nullpunkt zu erreichen. Das untere Feld zeigt den von den beiden Multimode-Empfängern berechneten seitlichen Schutzpegel (rot und blau), den horizontalen SBAS-Schutzpegel (lila) und den von der GLASS-Software berechneten seitlichen Schutzpegel (grün) am Standort des SBAS-Empfängers. Obwohl der SBAS-Empfänger von denselben VDB- und GPS-Antennen gespeist wurde und beide Empfänger alle GPS-Satelliten in Sichtweite verfolgten, ist der vom INR ausgegebene LPL drei Meter größer als der vom GLU925 ausgegebene.

## **Flugvorführung und automatische Landung**

Um die volle Funktionalität des GLASS-Systems zu demonstrieren, haben wir einen Airbus A319, Registrierung D-AIBI, der von Lufthansa betrieben wird, gechartert. Dieser Airbus ist einer von fünf in der Lufthansa-Flotte, die die GLS-Option aktiviert haben und wurde im Rahmen des groß angelegten Demonstrationsprojekts Automated Approaches to Land AAL (Land 2016) des Single European Sky Air traffic management Research (SESAR) eingesetzt. Darüber hinaus werden sie derzeit auch für GLS-Versuche zur automatischen Landung im Rahmen des sehr groß angelegten SESAR-Demonstrationsprojekts AAL 2 eingesetzt. Auf dem D-AIBI sind zwei Collins GLU-925 installiert, der gleiche Empfängertyp, der auch für die Tests am Boden verwendet wurde. Aufgrund der Kapselung ist nur eine bestimmte Teilmenge der ARINC429-Daten (ARINC429-20 2001) über die elektronische Flugtaschenverbindung verfügbar (Abdelmoula und Scholz 2018). Am 6. Mai 2019 haben wir mehrere GLASS-Anflüge auf die Landebahn 26 des Flughafens Braunschweig-Wolfsburg durchgeführt. Fig 27 zeigt die Daten, die während des letzten Anflugs aufgezeichnet wurden, der mit einer automatischen Landung abgeschlossen wurde. Der Autopilot blieb von der Erfassung des Localizers bis zum Ende der Ausrollphase eingeschaltet. Die Anflüge wurden unter Verwendung des Standard-RNP-Anflugprofils und der Datenblöcke des Endanflugsegments geflogen, wie sie im deutschen Luftfahrthandbuch (<http://www.dfs-ais.de/>) veröffentlicht sind. Das obere Feld der Abbildung zeigt die Localizer- und Glideslope-Abweichungen, das untere Feld zeigt die Abfolge der Führungsmodi des Flugmanagementcomputers in Bezug auf die Entfernung entlang der Bahn vom Schnittpunkt des Gleitpfades mit der Landebahn. Ab einer Entfernung von vier Kilometern bis zum Aufsetzen können wir eine kleine Oszillation mit einer Amplitude von etwa 0,01 Grad und einer Periodizität von etwa einem Kilometer erkennen. Beim Überschreiten der Schwelle beginnt auch die Abweichung des Localizer in der Ausrollphase in Richtung einer Abweichung von -0,03 Grad zu driften. Da sich jedes Flugzeug während der Ausrollphase dem Azimut-Referenzpunkt des Localizers nähert, erhöht sich natürlich die Winkelempfindlichkeit, während die Trägheit des Flugzeugs in Verbindung mit der Reibung der Räder als Tiefpassfilter auf die Abweichungsanzeige wirkt. Außerdem ist die Abweichung des Localizer in der Tat sehr gering und für den Piloten auf der primären Fluganzeige kaum zu erkennen. Das Flugzeug folgt dem gewünschten Gleitpfad auch etwas tiefer als beabsichtigt, beginnend zwei Kilometer vor dem Aufsetzen. Wenn Sie sich der Schwelle nähern, wird der Radarhöhenmesser in der Regel in den Autopiloten eingespeist, um das Flugzeug während eines automatischen Flare zu steuern. Das Abfackeln, manchmal auch Round-Out genannt, ist das letzte Flugmanöver während der Landephase. Auch hier ist die Abweichung vom Gleitpfad sehr gering und auf den Bildschirmen der Piloten fast nicht zu erkennen. Das Cockpit-Video dieses Anflugs finden Sie als zusätzliches Material zu diesem Manuskript.



**Abb. 8** Localizer-Leistung und vertikale Führung während des Anflugs und der automatischen Landung. Das obere Feld zeigt die Localizer- und Glideslope-Abweichungen, das untere Feld zeigt die Abfolge der Steuerungsmodi des Flight Management Computers in Abhängigkeit von der Entfernung zum Aufsetzpunkt. Die vertikale schwarze Linie zeigt den Schwellenübergangspunkt an.

## Schlussfolgerungen

Das System funktioniert wie vorgesehen mit einigen Einschränkungen in der Verfügbarkeit aufgrund der Aufblähung der Schutzstufe und bietet Nutzern, die mit GLS ausgestattet sind, die SBAS APV-1 Fähigkeit. Es erhält die SBAS-Integrität aufrecht und die Zeit bis zur Alarmierung ist eine Kombination aus den Zuteilungen für SBAS und GBAS. Da das SBAS-Signal von den meisten Behörden kostenlos zur Verfügung gestellt wird und mit preisgünstigen Empfängern empfangen werden kann, bietet das System eine kostengünstige Möglichkeit, GLS-Anflüge auf der Grundlage von SBAS (GLASS) anzubieten. Der Anflug bleibt ein 3D-Anflug vom Typ B, auch bekannt als Nicht-Präzisionsanflug mit vertikaler Führung. Um die Kontinuität in Bezug auf Hardwareausfälle zu gewährleisten, ist es ratsam, die Verarbeitungshardware, den SBAS-Empfänger und den VDB-Sender zu verdoppeln. Auf diese Weise ist der kontinuierliche Betrieb des GLASS-Systems auch bei einem Ausfall eines einzelnen Punktes gewährleistet. Die Hardware-Zuverlässigkeit des VDB-Senders wurde bereits für GLS untersucht und könnte leicht auf das GLASS-System übertragen werden. Die Anflugverfahren könnten als GLS-Anflüge mit einem höheren Minimum veröffentlicht werden, und es könnte ein Hinweis auf der Karte angebracht werden, dass es sich um einen reinen APV-Dienst handelt. Alternativ könnte ein GLS-Kanal in die Karte der RNP-Anflugverfahren aufgenommen werden. In beiden Fällen wäre die erforderliche Pilotenschulung minimal. Abgesehen von der verlängerten Zeit bis zur Alarmierung ahmt das System einen reinen SBAS-Empfänger nach, und wir glauben, dass nicht viele zusätzliche Zertifizierungen erforderlich sind. So können die Gesamtkosten des GLASS-Systems niedrig gehalten werden, um es für Flughäfen attraktiv zu machen. Außerdem könnte eine tragbare Version von GLASS mit einem VHF-Sender mit geringer Leistung in der Luft installiert werden. Dieser Sender würde direkt in den VDB-Eingang des GLS-Empfängers eingespeist.

Außerdem entfällt bei dieser Art der Verwendung das Problem der unterschiedlichen Ionosphären-Durchdringungspunkte. Das GLASS-System bietet das LPV-Endanflugsegment für Flugzeuge, die nur mit GLS ausgestattet sind, wie z.B. die 737-800. Dies kann einen besseren Zugang zu Flughäfen ermöglichen, die derzeit nicht mit einem Anflug vom Typ xLS ausgestattet sind, wie z.B. Innsbruck (LOWI). Insbesondere Anflüge in Frankreich könnten von Interesse sein, da die Regierung offiziell erklärt hat, alle ILS-Anlagen der Kategorie 1 zugunsten von RNP-Anflügen mit LPV außer Betrieb zu nehmen.

## Referenzen

Abdelmoula F, Scholz M (2018) LNAS - ein Pilotenassistenzsystem für lärmarme Anflüge mit minimalem Treibstoffverbrauch. In Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 96:1-14

AMC2027 (2009) Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP Approach (RNP APCH) Operations Including APV BAROVNAV Operations, Europäische Agentur für Flugsicherheit, Köln, Deutschland

AMC2028 (2012) Airworthiness Approval and Operational Criteria related to Area Navigation for Global Navigation Satellite System approach operation to Localiser Performance with Vertical guidance minima using Satellite Based Augmentation System, European Aviation Safety Agency, Köln.

ARINC429-20 (2001) Mark 33 Digital Information Transfer System (DITS) Teil 1: Funktionsbeschreibung, elektrische Schnittstelle, Labelzuweisungen und Wortformate. Aeronautical Radio, Inc, Annapolis, MD

Crosby GK, Kraus DK, Ely WS, Cashin TP, McPherson KW., Bean KW, Stewart JM, Elrod BD, (2000) A Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) - The Australian Proposal, Proc ION GPS 2000, Salt Lake City, UT, September 2000, pp. 713-721.

Dautermann T (2014) Civil Air Navigation Using GNSS Enhanced by Wide Area Satellite Based Augmentation Systems. Progress in Aerospace Sciences 67 (0): 51-62.

Dautermann T, Felux M und Grosch A (2012) Approach Service Type D Evaluation of the DLR GBAS Testbed. GPS Solutions 16 (3): 375-387.

EASA (2018). Certification Specification 25: Large Aeroplanes, Europäische Agentur für Flugsicherheit , Köln, Deutschland

ED75D (2000). Minimum Aviation System Performance Specification Required Navigation Performance for Area Navigation ED75D. Europäische Organisation für Zivilluftfahrttausrüstung (EUROCAE), St. Denis, Frankreich

ESSP (2016) EGNOS Safety of Life (Sol) Service Definition Document V3.1, European Satellite Service Provider, Madrid, Spanien

ED114B (2019). Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations. Europäische Organisation für Zivilluftfahrttausrüstung , Saint Denis

Felux M, Circiu MS, Lee J, Holzapfel F (2017). Ionospheric Gradient Threat Mitigation in Future Dual Frequency GBAS. International Journal of Aerospace Engineering. <https://doi.org/10.1155/2017/4326018>

Forsell B (2008). Funknavigationssysteme. GNSS Technology and Applications Series. Artech House, Norwood, VA

ICAO (2012) Performance-Based Navigation Manual, DOC9613 Fourth Edition. Internationale Zivilluftfahrt-Organisation, Montreal, Kanada

- ICAO (2014) Procedures for Air Navigation Services Volume 2. DOC8168-OPS/611. Sechste Ausgabe, Internationale Zivilluftfahrt-Organisation, Montreal
- ICAO (2018) Anhang 10 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt: Aeronautical Telecommunications, Band 1: Radio Navigation Aids, Siebte Ausgabe Juli 2018
- Misra P, Enge P (2006). Global Positioning System: Signals, Measurements and Performance. Ganga-Jamuna Press, Lincoln MA
- Pavlis NK, Holmes SA, Kenyon SC, Factor JK. (2008) An Earth Gravitational Model to Degree 2160: EGM2008." In Proceedings of the 2008 General Assembly of Egu. Wien, Österreich: Europäische Geophysikalische Union, G22A-0
- Rife J, Pullen S, Walter T, Phelts E, Pervan B, Enge P (2006) WAAS-Based Threat Monitoring for a Local Airport Monitor (Lam) That Supports Category I Precision Approach. Proc. IEEE/ION PLANS 2006, 468-82.
- Rife J, Pullen S, Walter T, Enge P (2005) Vertical Protection Levels for a Local Airport Monitor for WAAS." In Proceedings of the 61st Annual Meeting of the Institute of Navigation 2005, 745-758.
- RTCA (2004) Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS). Dokument 245A, Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington DC
- RTCA (2016). Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. Dokument 229E Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington DC.
- RTCA (2017a) GNSS-Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document, Dokument 246E . Radio Technical Commission for Aeronautics , Washington DC
- RTCA (2017b) Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment. Dokument 253E, Radio Technical Commission for Aeronautics , Washington DC
- Shively CA (2006) Ranging Source Fault Integrity Concepts for a Local Airport Monitor for WAAS, Proc. ION NTM 2006, Institute of Navigation, Monterey, CA, Januar 2006, 413-431
- Shively CA, Niles R, Hsiao TT (2006) Performance and Availability Analysis of a Simple Local Airport Position Domain Monitor for WAAS. Navigation 53(2): 97-108.
- Sorenson HW (1980) Parameter Estimation: Principles and Problems. Marcel Dekker.
- van Graas, Frank, Krishnan, Vignesh, Suddapalli, Rajesh, Skidmore, Trent, "Conspiring Biases in the Local Area Augmentation System," Proceedings of the 60th Annual Meeting of The Institute of Navigation (2004), Dayton, OH, June 2004, pp. 300-307.
- Walter T, Hansen A, Enge P (1999) Validation of the WAAS MOPS Integrity Equation. Proceedings of the 55th Annual Meeting of the Institute of Navigation, 27-30 June 1999 Cambridge, MA, 217-26.
- Walter T, Blanch J, Rife J (2004) Treatment of Biased Error Distributions in SBAS, Journal of Global Positioning Systems Vol 3 (1-2), S. 265-273

## **6.2. Software-Sicherheitsgarantie für GPS-gestützte Landehilfen ohne Flugzeuge**

### **Zusammenfassung.**

In diesem Beitrag wird der Softwarestandard DO278A -der Radio Technical Commission for Aeronautics nach dem Assurance Level 3 untersucht-, um ein Konzept für die Zulassung von Software für bodengestützte Navigationshilfen zu -erstellen. Zu diesem Zweck wurden einschlägige Literatur und Standards gesichtet und auf ihre Anwendbarkeit für den Vorschlag eines solchen Konzepts bewertet. Das daraus resultierende Genehmigungskonzept zeigt unseren Ansatz für die Durchführung des Entwicklungsprozesses gemäß DO278A -auf der Grundlage eines traditionellen und auf einen Aktivitätsplan ausgerichteten Prozesses. Daher bietet das Papier zunächst Vorüberlegungen, um die Beziehung zwischen System- und Softwareentwicklung aufzuzeigen. Darüber hinaus werden auch die entsprechenden Standards vorgestellt, die mit der Entwicklung zusammenhängen. Das Konzept gliedert sich in drei Hauptphasen für die Softwareplanung, -realisierung und -verifizierung, die in spezifische Aktivitäten unterteilt und terminiert werden. Jede Aktivität besteht aus einer Gliederung, in der die von DO278A erwarteten Inhalte -und unser Ansatz zu deren Organisation -beschrieben werden-. -Dieses Papier zeigt unseren konzeptionellen Ansatz für die Zulassung von Software gemäß DO278A-. -Dieses Konzept wurde erstellt, um eine Funknavigationshilfe zu genehmigen.

### **Einführung**

Seit 1939 liefern die Funksender des Instrumentenlandesystems den Flugzeugen, die bei nicht optimalen Wetterbedingungen landen wollen, eine präzise Endanflugführung [1]. Diese mehr als 80 Jahre alte Technologie besteht aus mehreren Ultrakurzwellen-Antennen, die sich an zwei Standorten für jede Landebahn befinden, sowie der dazugehörigen Hardware. Das Instrumentenlandesystem soll durch Landehilfen ersetzt werden, die auf globalen Satellitennavigationssystemen (GNSS) basieren, um die Genauigkeit zu verbessern, Interferenzen zu reduzieren und bis zu 49 Anflüge pro Anlage zu unterstützen. Diese Systeme werden durch differentielle Korrekturen des Satellite Based Augmentation System (SBAS) [2] oder des Ground Based Augmentation System (GBAS) [3] ergänzt.

Diese modernen Systeme stützen sich in hohem Maße auf die Computertechnologie, um Daten zu generieren, zu übertragen und anzuwenden, um eine hochpräzise und sichere Führung zu gewährleisten. Daher ist es wichtig, dass die verarbeitende Software und Hardware ein bestimmtes Maß an Zuverlässigkeit und Integrität erfüllen, um die kontinuierliche Sicherheit des Anflug- und Landebetriebs zu gewährleisten.

Aufgrund der rasanten Zunahme des Einsatzes von Software in luftgestützten Systemen in den 1980er Jahren wurde es notwendig, einen Standard zu erstellen, der eine Anleitung zur Erfüllung der Lufttüchtigkeitsanforderungen bietet. Infolgedessen -wurde der Standard DO178 -"Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification" geschaffen. Sie befasst sich mit wichtigen Aspekten der Softwareproduktion für Luftfahrtsysteme, wie z.B. Ziele für Software-Lebenszyklusprozesse und bereits entwickelte Software. [4, p. 1] [5]

Um 1996 wurden Arbeitsgruppen der Europäischen Organisation für Zivilluftfahrttausrüstung (EUROCAE) und Sonderausschüsse der Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) damit beauftragt, die Bedeutung der Softwaresicherheit in bodengestützten Systemen für Kommunikation, Navigation und Überwachung/Luftverkehrsmanagement (CNS/ATM) zu ermitteln. Anschließend wurde ein Team gebildet, das Material für diese Systeme entwickeln sollte. Dieses Team überprüfte die Anwendbarkeit von DO178B -auf CNS/ATM-Systeme und entwickelte DO278 -[4]. Die Entwicklung basierte u.a. auf den folgenden Prinzipien: Erstens sollte die Anleitung für die Zertifizierung von Bordausrüstung gleich sein. Zweitens sollte der Leitfaden für CNS/ATM-Systeme die gleiche Software-Integritätssicherheit bieten, wie sie für luftgestützte Systeme gefordert wird. Drittens sollten die Unterschiede in den regulatorischen und Zertifizierungsanforderungen berücksichtigt werden. [4, S. A- 2,-A3]

Die Gemeinschaft, die DO178C anwendet, -ist größer als die Gemeinschaft von DO278A -und beide Standards sind sehr ähnlich [6, S. 55]. Daher ist es sinnvoll, auch die -mit -DO178C -[7] [8] verbundenen Inhalte zu -berücksichtigen-.

In [9] haben wir ein vereinfachtes GNSS-basiertes Landesystem vorgeschlagen, das GLs Approaches using SBAS (GLASS) bietet. Es sendet die Korrektur- und Integritätsdaten von SBAS über eine GBAS-konforme Datenverbindung weiter. Dadurch kann ein Flugzeug, das mit einem Global Positioning System Landing System (GLS) ausgestattet ist, Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) Anflüge durchführen. So können viele Flugzeuge dieser Art von Fluggesellschaften von den bereits veröffentlichten SBAS-basierten Anflugverfahren profitieren.

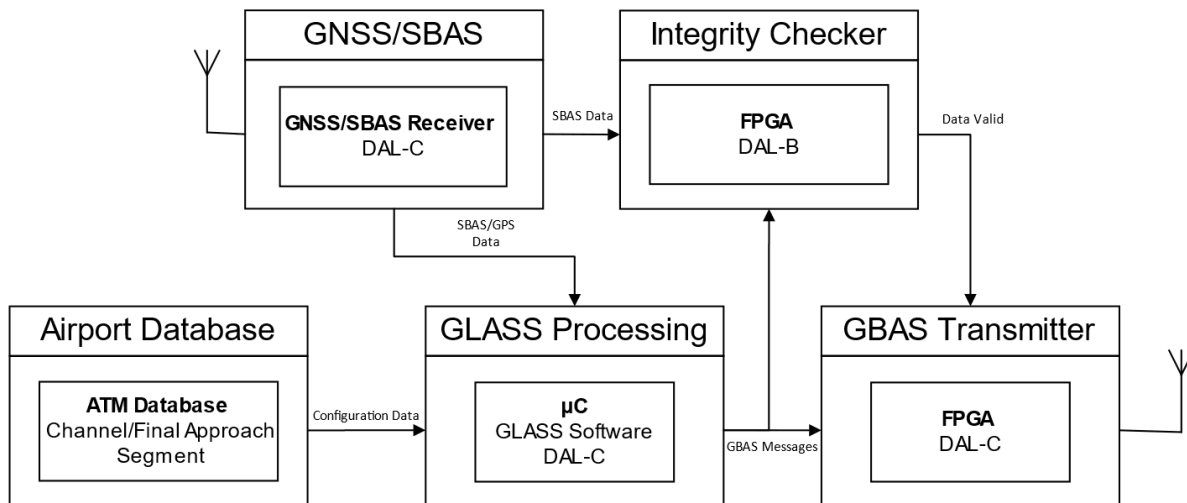


Abb.

1. Vorgeschlagenes Systemkonzept für einen GLASS Transceiver

Das Systemkonzept für einen solchen Transceiver ist in Abbildung 1 dargestellt. Es besteht hauptsächlich aus -CommercialOffTheShelf -(COTS) Komponenten wie einem GNSS/SBAS-Empfänger, einer Datenbank und einem GBAS-Sender. Die GLASS-Verarbeitung und die Integritätsprüfungseinheit sind jedoch kundenspezifische Komponenten. Der GNSS/SBAS-Empfänger liefert Positions- und Integritätsdaten an die GLASS-Verarbeitungs- und Integritätsprüfungseinheit. Sobald die GLASS-Verarbeitungseinheit diese Daten umgewandelt hat, vergleicht die Integritätsüberprüfungseinheit diese Daten mit ihrer Quelle. Wenn die konvertierten Daten genehmigt sind, kann der GBAS-Sender sie senden. Darüber hinaus gibt der Development Assurance Level (DAL) die Strenge an, die für die Entwicklung der Systemkomponente erforderlich ist. DAL A ist die strengste Stufe und DAL E die am wenigsten strenge.

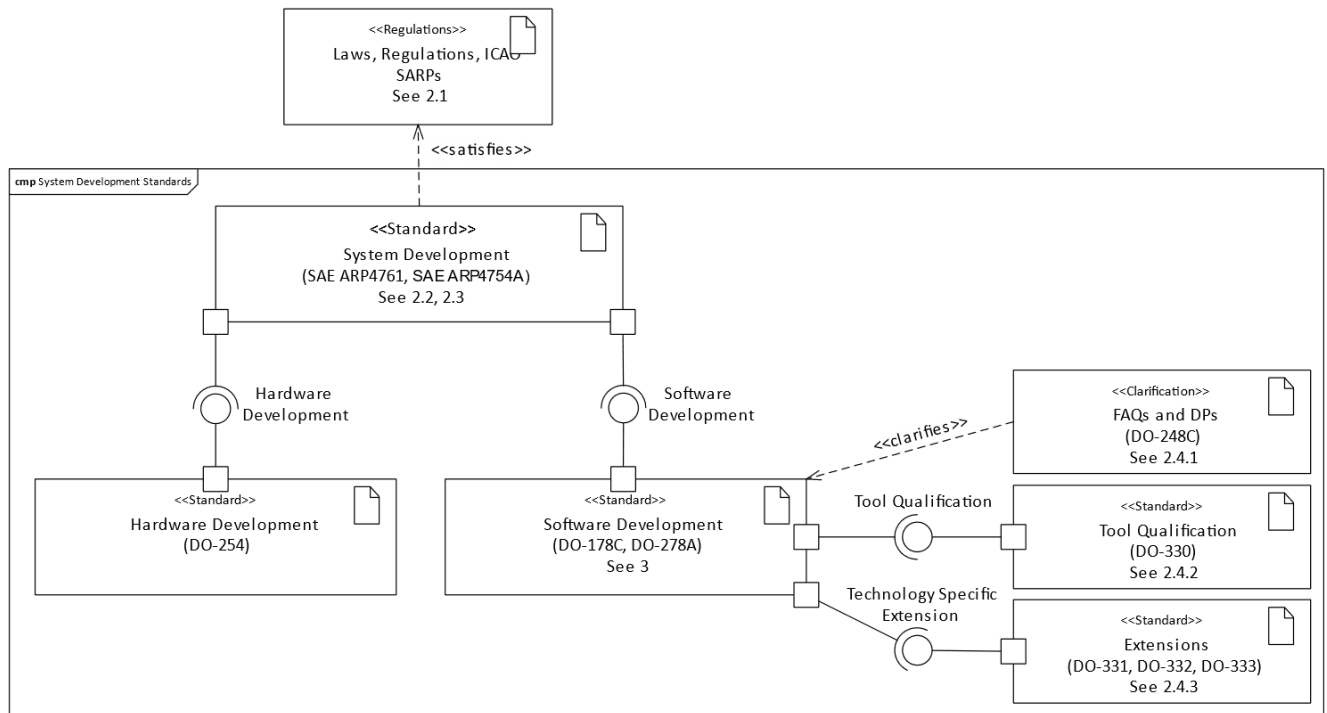
Innovative Systeme füllen eine Lücke in der bereits bestehenden Systemstandardisierung. Daher kann es notwendig sein, auf -Allzwecknormen wie Anhang Zehn des Abkommens von Chicago [10] zurückzugreifen-, in dem die Betriebsbedingungen von Funknavigationshilfen umfassend definiert sind. Außerdem sind diese Systeme den Zertifizierungs- oder Zulassungsbehörden unbekannt, die sie vor der Inbetriebnahme genehmigen müssen. Für Software, die im Zusammenhang mit der Luftfahrt entwickelt wird, hat die Radio Technical Commission for Aeronautics jedoch die allgemeine Richtlinie DO278A veröffentlicht-, die sich auf Software in nicht bordgestützten -Systemen -bezieht-, die die Sicherheit von Flugzeugen beeinflussen. Sie wird von den Zulassungsbehörden als ein akzeptables Mittel zur Einhaltung der Software-Sicherheit angesehen. Hier entwickeln und bewerten wir am Beispiel des GLASS-Systems das Software-Zulassungskonzept für eine bodengestützte Navigationshilfe zur Vorbereitung der Zertifizierung.

## Einleitende Überlegungen und entsprechende Standards

Die Softwareentwicklung ist keine in sich geschlossene -Aktivität, da sie von Randbedingungen wie dem vorgeschlagenen Prozessor, der dazugehörigen spezifischen Compiler-Toolkette und den Schnittstellen zu anderen Komponenten abhängt. Darüber hinaus müssen je nach der beabsichtigten Anwendung und ihrem Kontext verschiedene andere Standards berücksichtigt werden, z.B. für die Entwicklung von Hardware [11], die Qualifizierung von Softwaretools [12] und die Durchführung von Sicherheitsbewertungen [13].

Diese Beziehungen sind in Abbildung 2 dargestellt. Das Artefakt auf der linken Seite stellt nationale und internationale Vorschriften und Standards für die Luftfahrt dar, die erfüllt werden müssen. Zu diesem Zweck gibt es Standards für die Systementwicklung, die u.a. für die Erfüllung von Vorschriften und die Durchführung des Sicherheitsbewertungsprozesses (SAP) verantwortlich sind. Da die Systementwicklung die Funktionalität auf Hardware und Software verteilt, gibt es entsprechende Standards, die durch die mittleren Standards dargestellt

werden. Auf der rechten Seite befinden sich Artefakte, die mit dem Softwarestandard verbunden sind und weitere Dokumente darstellen, die in direktem Zusammenhang mit ihm stehen.



**Abb. 2.** Komponentendiagramm der entsprechenden Standards

Da es sich bei der DO278A -um einen Standard handelt, der in der Luftfahrt verwendet werden soll, muss eine Bewertung der Systemsicherheit in der Luftfahrt durchgeführt werden, um die systembezogenen Softwareanforderungen als Zuverlässigkeitsgrad (AL) für die Softwareentwicklung zu erhalten. Die AL bestimmt den Umfang, mit dem eine Softwarekomponente entwickelt werden muss [4, S. 140]. DO278A -bietet sechs ALs, wobei AL1 Komponenten bezeichnet, deren Fehlfunktion zu katastrophalen Ausfallbedingungen führt, während AL6 Komponenten bezeichnet, die die Sicherheit des Flugzeugs nicht beeinträchtigen [4, S. 14].

Wie aus Tabelle 1 hervorgeht, hat das Sicherheitsniveau einen großen Einfluss auf den Aufwand, eine Genehmigung zu erhalten.

TABELLE 1  
VERGLEICH DER ZULASSUNGSASPEKTE GEMÄß DEM ASSURANCE LEVEL [14, S. 33], ERWEITERT UND ANGEPAßT AN -DO278A

DO278A -Aspekt	AL1	AL2	AL3	AL4	AL5
Klassifizierung der Versagensbedingung	Katastrophisch	Gefährlich	Major	Nicht assoziiert	Kleinere
Anzahl der Zielsetzungen	71	69	62	41	26
Unabhängigkeit	Hoch	Medium	Niedrig	Niedrig	Sehr niedrig
LowLevel -Anforderungen	Ja	Ja	Ja	Nein	Nein
Auszug Deckung	Ja	Ja	Ja	Nein	Nein
Entscheidung/Bedingung Deckung	Ja	Ja	Nein	Nein	Nein

Geänderte Bedingung/Entscheidung Deckung	Ja	Nein	Nein	Nein	Nein
Konfigurationsmanagement	Tight	Tight	Medium	Medium	Niedrig
Quelle-zu-Binär-Korrelation	Ja	Nein	Nein	Nein	Nein
Anforderungen beziehen sich auf den Zielprozessor	Ja	Ja	Nein	Nein	Nein
Architektur und Algorithmusüberprüfung	Ja	Ja	Ja	Ja	Nein
Code Bewertungen	Ja	Ja	Ja	Nein	Nein
Übergangskriterien für die Software-Qualitätssicherung	Ja	Ja	Ja	Ja	Nein

## **Rechtliche Überlegungen**

Je nachdem, in welchem Land die Funknavigationshilfe in Betrieb genommen werden soll, müssen gesetzliche Regelungen berücksichtigt werden. Das deutsche Recht sieht in § 4 der deutschen Flugsicherungs- und Geräte-Bauartzulassungsverordnung (FSMusterzulV, siehe [15]) vor, dass Anforderungen an Geräte für Flugsicherungsdienste in einem Amtsblatt namens Nachrichten für Luftfahrer (NfL) veröffentlicht werden. In diesem Amtsblatt wurde beispielsweise die Mitteilung über die Anforderungen an die Musterzulassung -von GBAS-Bodeneinrichtungen als Flugfunknavigationstations veröffentlicht-, die sich auf verschiedene andere Normen wie die Society of Automotive Engineers (SAE) Aerospace Recommended Practice (ARP) 4761 für die Durchführung des SAP und ED109 -für die Software-Sicherheit -bezieht -[16].

## **Prozess der Sicherheitsbewertung**

Bevor der Softwarelebenszyklus beginnt, muss das SAP gestartet werden, da es jeder Softwarekomponente eine AL zuweist. Wie in [4, S. 7] erwähnt, ist eine vollständige Prozessbeschreibung des Systemlebenszyklus jedoch nicht Teil der DO278A-, sondern kann in anderen Branchendokumenten wie den folgenden gefunden werden. Typischerweise können SAE ARP4754A "Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems" [17] und SAE ARP4761 "Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment" [13] für die Systemlebenszyklusprozesse verwendet werden [18, S. 14] [6, S. 14,3334-].

Das SAP gemäß SAE ARP4761 ist ein qualitativer und kann ein quantitativer Prozess sein, der die Erstellung und Überprüfung von Anforderungen umfasst. Dieser Prozess beginnt mit einer funktionalen Gefahrenbewertung (FHA), die Fehlerzustände im Zusammenhang mit einzelnen oder kombinierten Funktionen identifiziert und klassifiziert. Ziel ist es, jeden Fehlerzustand mit einer Begründung für seine Klassifizierung zu identifizieren und entsprechende Sicherheitsziele festzulegen. Anschließend wird in der vorläufigen System-Sicherheitsbewertung (Preliminary System Safety Assessment, PSSA) die vorgeschlagene Systemarchitektur untersucht, um festzustellen, wie Ausfälle die in der FHA identifizierten funktionalen Gefahren verursachen können. Außerdem werden Sicherheitsanforderungen festgelegt, um die von der FHA ermittelten Sicherheitsziele zu erreichen. Zu diesem Zweck besteht die PSSA in der Regel aus einer Fehlerbaumanalyse, einem Abhängigkeitsdiagramm oder einer Markov-Analyse und sollte auch eine Analyse der gemeinsamen Ursache umfassen. Wenn das System schließlich implementiert ist, wird im Rahmen der System Safety Assessment (SSA) bewertet, ob die Sicherheitsziele und -anforderungen der FHA und der PSSA erfüllt werden. Die SSA basiert auf den Methoden, die in der PSSA verwendet werden, und überprüft, ob alle wesentlichen Auswirkungen berücksichtigt wurden. [13, p. 12,15]

## **Verfahren zur Bestimmung der Sicherheitsebene**

Das Assurance Level kann grundsätzlich analog zu dem Verfahren bestimmt werden, das in ED114A angegeben ist-, siehe [19, S. 2425-]. Dieses Verfahren besteht aus den folgenden drei Schritten:

1. Bestimmung von Risikobudgets  
Im Zusammenhang mit Funknavigationshilfen -definieren die GNSS Standards and Recommended Practices (SARPs, s. a. [10, S. -372, APP B122-, APP B125-]) der

Internationalen Zivilluftfahrtorganisation (ICAO) -die zulässigen Risikobudgets für den Flugbetrieb oder die Bodenausrüstung. Sie sind weiter unterteilt in Integritäts- und Kontinuitätsrisiken.

## 2. Beziehung zu Ausfallklassifizierungen

Auf der Grundlage des ermittelten Risikos stellt die Europäische Agentur für Flugsicherheit (EASA) in der Zertifizierungsspezifikation (CS) 25 die Beziehung zwischen den quantitativen Risiken und den qualitativen Fehlerklassifizierungen in Acceptable Means of Compliance (AMC) 1309 her. Siehe [20, S. -2F40 -bis -2F78-].

## 3. Zuweisung von Sicherheitsstufen

Die ALs werden entsprechend ihrer quantitativen Fehlerklassifizierung in [4, S. 14] zugeordnet. Siehe auch die Klassifizierung der Fehlerbedingungen in Tabelle 1.

Wenn die Software während des SAP in isolierte Komponenten aufgeteilt werden kann, können diesen außerdem unterschiedliche Sicherheitsstufen zugewiesen werden. Die Unabhängigkeit kann erreicht werden, wenn jede Softwarekomponente auf separater Hardware ausgeführt wird oder die Software Vorkehrungen zur Sicherstellung der Unabhängigkeit ihrer Komponenten enthält. [4, p. 11,16-17]

## **Standards, die zu DO-278A gehören**

DO178C -und DO278A -können als "Kerndokumente" bezeichnet werden, da sie technologieunabhängig sein sollen-. Andere Dokumente, wie technologiespezifische Ergänzungen, bauen auf ihnen auf. Im Rahmen dieser Standards gibt es fünf Dokumente, die eng miteinander verbunden sind. Zunächst gibt es DO248C -für häufig gestellte Fragen und Diskussionspapiere. Zweitens gibt es DO330 -für die Werkzeugqualifizierung, wenn entwicklungsbezogene Werkzeuge qualifiziert werden müssen. Schließlich gibt es noch drei Technologie-Ergänzungen, die die Kerndokumente erweitern, nämlich DO331 -für modellbasierte -Entwicklung, DO332 -für objektorientierte -Technologien und DO333 -für formale Methoden. [6, p. 5455-]

## **Unterstützende Informationen (DO248C-)**

Das Dokument mit unterstützenden Informationen enthält häufig gestellte Fragen, Diskussionspapiere und Begründungen sowohl für die Industrie als auch für die Behörden. Sie bieten keine zusätzlichen Leitlinien, sondern erläutern die Leitlinien der Kerndokumente. Der Abschnitt Häufig gestellte Fragen bietet kurze und prägnante Antworten auf Fragen, die in bis zu zwei Seiten beantwortet werden können, während längere Antworten im Abschnitt Diskussionspapier behandelt werden. Darüber hinaus bietet der Abschnitt Rationale Hintergrundinformationen, um das Verständnis von DO178C -und DO278A zu unterstützen-. Es -wird empfohlen, -DO248C zu -verwenden, indem Sie nach Schlüsselwörtern in Anhang C oder nach Verweisen auf die entsprechenden Abschnitte der Kerndokumente in Anhang D suchen. [18, p. -12] [21]

## **Qualifizierung von Software-Werkzeugen (DO330-)**

Software-Tools werden im Zusammenhang mit der Software-Entwicklung häufig eingesetzt. Typische Tools sind Compiler, Code- oder Dokumentationsgeneratoren, Test- und Änderungsmanagement-Tools. Sie können die Systemsicherheit verbessern, aber auch einen negativen Einfluss auf die Systemsicherheit haben, wenn sie fehlerhaft sind. Daher sollten diese Tools qualifiziert sein, um die funktionale Korrektheit zu gewährleisten und Risiken zu vermeiden. [12, p. 1,5] [22]

Wie in [4, S. 88] erwähnt, ist eine "Qualifizierung eines Werkzeugs erforderlich, wenn Prozesse dieses Dokuments durch den Einsatz eines Software-Werkzeugs eliminiert, reduziert oder automatisiert werden, ohne dass dessen Ausgabe wie spezifiziert verifiziert wurde". Aufgrund der großen Bandbreite dieser Anforderung wurden drei Kriterien für die potenziellen Sicherheitsauswirkungen des Softwaretools festgelegt.

- Kriterium 1  
Werkzeuge, die die resultierende Software direkt beeinflussen [4, S. 89].  
Beispiele: Code- oder Konfigurationsdateigeneratoren, Compiler, Linker und Tools für Anforderungsmanagement, Design und Modellierung [6, S. 230].
- Kriterium 2  
Werkzeuge, die Verifikationsprozesse automatisieren und einen Fehler nicht erkennen können. Ihre Ergebnisse werden verwendet, um die Abschaffung oder Reduzierung von Verifikations- oder

Entwicklungsprozessen zu rechtfertigen. [4, p. 89]

Beispiele: Statische Code-Analysatoren, die die Überprüfung des Quellcodes ersetzen (Verifikationsschritt) und Designmechanismen wie die Erkennung von Überläufen reduzieren (Entwicklungsschritt) [6, S. 322].

- Kriterium 3

Werkzeuge, die einen Fehler bei der vorgesehenen Verwendung nicht erkennen können [4, S. 89].

Beispiele: Testfallgeneratoren, Tools zur Strukturabdeckung und statische Code-Analysatoren [6, S. 320].

Diese Kriterien führen zusammen mit dem Sicherheitsniveau zum Tool Qualification Level (TQL), wie in Tabelle 2 dargestellt. Die TQL führt zu mehreren Zielen, die erfüllt werden müssen, um die Genehmigung für die Verwendung des Werkzeugs zu erhalten. DO330 -bietet insgesamt bis zu 76 Ziele, und je strenger die TQL, desto mehr Ziele müssen erfüllt werden.

TABELLE 2

KORRELATION VON ASSURANCE LEVEL UND SOFTWARE TOOL CRITERIA MIT TOOL QUALIFICATION LEVEL [12, S. D9-].

Assurance Level	Krite- rium 1	Krite- rium 2	Krite- rium 3
AL1	-TQL1	-TQL4	-TQL5
AL2	-TQL2		
AL3	-TQL3		
AL4	-TQL4	-TQL5	
AL5			

### **Ergänzungen (DO331-, DO332-, DO333-)**

Wie bereits erwähnt, gibt es drei Ergänzungen, die die Kerndokumente erweitern. Sie fügen Ziele für technologie-spezifische -Anleitungen hinzu-.

Zunächst einmal gibt es DO331 -für modellbasierte -Entwicklung. Wie in [23, S. 82] [24] erwähnt, ist ein Modell "eine abstrakte Darstellung eines gegebenen Satzes von Aspekten eines Systems, die zur Analyse, Verifikation, Simulation, Codegenerierung oder einer beliebigen Kombination davon verwendet wird. Ein Modell sollte unabhängig von seiner Abstraktionsebene eindeutig sein." -Der Hauptgrund für den Einsatz der modellbasierten -Entwicklung ist die Reduzierung der Entwicklungszeit, der Kosten und möglicher menschlicher Fehler, da die Komplexität des Lebenszyklus durch die Verwendung von Modellen und qualifizierten Codegeneratoren reduziert wird [6, S. 345].

Zweitens gibt es die -DO332-Ergänzung für objektorientierte -Technologie und verwandte Techniken. Dieses Dokument charakterisiert objektorientierte Technologien als "ein Paradigma für Systemanalyse, Design, Modellierung und Programmierung, das sich auf Objekte konzentriert." [25, p. 3]. Objektorientierte -Technologien sind eine bekannte -Softwareentwicklungstechnik, die in vielen Systemen, einschließlich sicherheitskritischen -Systemen, -eingesetzt wird-. Da diese Technik Vorteile wie Wiederverwendbarkeit und eine starke Werkzeugunterstützung hat, kann es wünschenswert sein, sie in der Luftfahrt einzusetzen [6, S. 360].

Schließlich gibt es noch DO333 -für formale Methoden. Dieses Dokument definiert formale Methoden als "Beschreibende Notationen und analytische Methoden, die verwendet werden, um mathematische Modelle des Systemverhaltens zu konstruieren, zu entwickeln und darüber nachzudenken. Eine formale Methode ist eine formale Analyse, die mit einem formalen Modell durchgeführt wird." [26, p. 58]. Aus dieser Definition ergibt sich, dass die Anwendung einer formalen Methode zwei Aktivitäten umfasst, nämlich Modellierung und Analyse. Daher werden beide Begriffe weiter definiert. Ein formales Modell ist "eine abstrakte Darstellung einer bestimmten Menge von Aspekten eines Systems, die zur Analyse, Simulation, Codegenerierung oder einer beliebigen Kombination davon verwendet wird." [26, p. 58]. Zu diesem Zweck wird das Modell in einer mathematischen Form beschrieben [26, S. 58]. Eine formale Analyse ist "die Verwendung mathematischer Schlussfolgerungen, um zu garantieren, dass die Eigenschaften eines formalen Modells immer erfüllt sind." [26, p. 58]. Infolgedessen können formale

Methoden den Softwareentwicklungsprozess verbessern, da sie die Übereinstimmung der Software mit den Anforderungen garantieren können [6, S. 372].

### Zulassungskonzept für GLASS

Das Zulassungskonzept für GLASS basiert auf dem traditionellen "-Fünf-Pläne-und-drei-Standards-Vorschlag", der in [6] erwähnt wird. Das bedeutet, dass projektspezifische Entwicklungspläne und Standards implementiert werden, wie sie von DO278A angeboten werden-. Darüber hinaus gibt es einen frei zugänglichen Vorlagensatz (siehe [27]), der für diesen Ansatz geeignet ist. Er enthält mehrere Inhaltsverzeichnisse für die zu erstellenden Dokumente. Neben diesem traditionellen Ansatz ist es auch möglich, moderne agile Softwareentwicklungsprozesse zu verwenden, wenn die -Ziele der -DO278A -angemessen berücksichtigt werden, aber dies kann zu Herausforderungen mit der Genehmigungsbehörde führen [6, S. 74].

Wie in Abbildung 3 dargestellt, gliedert sich das Genehmigungskonzept in Phasen für vorangehende Systemprozesse, Softwareplanung, Softwarerealisierung und Softwareverifizierung. Vor der Softwareentwicklung gibt es vorherige Prozesse auf Systemebene, wie z.B. das Prototyping, die Auswahl der Hardware und der Plan der Softwareaspekte der Genehmigung (PSAA). Wenn diese abgeschlossen sind, kann die Software geplant werden und die Pläne können die spezifischen Hardwareeigenschaften wie Unterbrechungen und Schnittstellen angemessen berücksichtigen. Nachdem die Softwarepläne geschrieben sind, kann auch der PSSA erstellt und bei der Genehmigungsbehörde eingereicht werden. Wenn sie genehmigt wird, können die Software-Realisierungsprozesse gestartet und ihre Ergebnisse überprüft werden. Schließlich wird die Software in der Softwareverifizierungsphase getestet und analysiert und ihre Ergebnisse werden erneut überprüft.

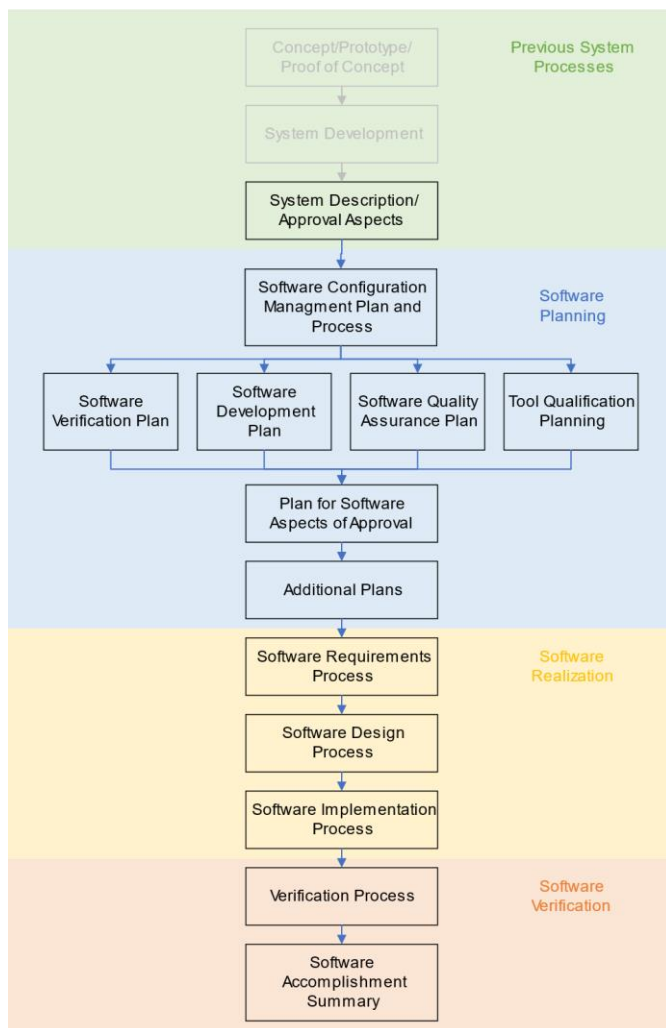


Abb. 3. Genehmigungskonzept

Die ersten beiden Stufen in der vorherigen Phase der Systemprozesse sind ausgegraut, da sie nicht Teil des wesentlichen Genehmigungskonzepts sind. Sie sind jedoch wichtige Vorprozesse für den Softwareentwicklungsprozess, da sie Systembeschreibungen und Genehmigungsaspekte liefern, die für die Softwareentwicklung relevant sind. Danach ist die Softwareplanungsphase darauf ausgerichtet, zunächst alle Pläne zu vervollständigen, auf die im PSAA verwiesen wird, die darin enthalten sind oder die darin zusammengefasst werden, da das PSAA das erste Dokument ist, das der Genehmigungsbehörde vorgelegt wird. Wenn das PSAA der Genehmigungsbehörde vorgelegt wird, können zusätzliche Pläne erstellt werden, die nicht direkt für den Genehmigungsprozess relevant sind. Das könnte zum Beispiel ein interner Plan zur Planung der Testausrüstung sein. Wenn der PSAA genehmigt ist, können die Entwicklungsaktivitäten für Anforderungen, Design und Code in der Realisierungsphase auf der Grundlage der Pläne durchgeführt werden. Dies schließt bereits entsprechende Überprüfungen ein. Schließlich kann der verbleibende Teil des Verifizierungsprozesses durchgeführt werden, um die resultierende Software zu testen. Diese Aufteilung des Verifizierungsprozesses führt zu dem in Abbildung 4 dargestellten V-Lebenszyklusmodell. Schließlich kann die Software Accomplishment Summary verfasst und der Genehmigungsbehörde vorgelegt werden. Wenn sie und weitere angeforderte Daten von der Behörde genehmigt werden, kann die Software in Betrieb genommen werden.

Während des Zulassungsverfahrens werden mehrere Datenelemente erzeugt, wie in Tabelle 3 dargestellt. Sie werden von DO278A verlangt -und ihr Umfang hängt von der Sicherheitsstufe ab. Nicht jedes Datenelement führt zu einem eigenständigen Dokument, sondern es ist möglich, Datenelemente in einem Dokument zu kombinieren. Der Inhalt und die Kombination der Datenelemente werden im Folgenden beschrieben. Eine detaillierte Beschreibung finden Sie im 11. Abschnitt und die zu erfüllenden Ziele je nach Sicherheitsstufe sind in Anhang A der DO278A aufgeführt.

TABELLE 3  
ZU ERSTELLENDEN DATENELEMENTEN [4, S. 6983-]

Plan für Software-Aspekte der Zulassung	Software-Entwicklungsplan
Software-Verifizierungsplan	Software-Konfigurationsmanagement-Plan
Software-Qualitätssicherungsplan	Standards für Softwareanforderungen
Software Design Standards	Software Code Standards
Daten zu den Softwareanforderungen	Design Beschreibung
Quellcode	Ausführbarer Objektcode
Software-Verifizierungsfälle und -Verfahren	Ergebnisse der Softwareüberprüfung
Software-Lebenszyklus-Umgebung Konfigurationsindex	Software-Konfigurationsindex
Problembereiche	Software-Konfigurationsmanagement-Aufzeichnungen
Aufzeichnungen zur Software-Qualitätssicherung	Zusammenfassung der Software-Leistungen
Trace-Daten	Adaptation Data Item File

## **Systembeschreibung/Zulassungsaspekte**

Zu Beginn des Softwaregenehmigungsverfahrens wurden bereits andere Systementwicklungsprozesse durchgeführt. Sie liefern Informationen wie -Systembeschreibungen auf hoher Ebene -und vorgeschlagene Systemfunktionen, die der Software zugewiesen werden. Da es bereits Dokumente mit relevanten Daten gibt, ist es sinnvoll, diese zu sammeln und in der PSAA wiederzuverwenden. Dazu können Diagramme wie Anwendungsfalldiagramme und Zustandsautomaten gehören. Das endgültige Systemkonzept ist derzeit noch nicht vollständig, so dass weder eine endgültige PSSA noch eine vollständige Systembeschreibung vorliegt. Aus diesem Grund wurden der Genehmigungsprozess von GBAS-Bodenstationen, SBAS-Ausrüstungsstandards und die ICAO GNSS SARPs in Kombination mit EASA CS 25 überprüft. Daraus ergibt sich, dass Software für die Ausrüstung von GNSS-Erweiterungssystemen unter AL2 oder AL3 entwickelt werden muss. Infolgedessen wird ein Integritätsprüfer für die Verwendung des weniger strengen AL3 eingeführt. Außerdem führt die separate Integritätsprüfung zu Redundanz. Das Konzept für die Softwarezulassung basiert schließlich auf dem vorgeschlagenen Systemkonzept, wie in Abbildung 1 dargestellt.

## **Software Planungsphase**

Wie bereits erwähnt, ist die Softwareplanungsphase darauf ausgerichtet, zunächst alle Pläne zu vervollständigen, auf die in der PSAA verwiesen wird, die darin enthalten sind oder die darin zusammengefasst werden. Zunächst sollte der Plan für das Softwarekonfigurationsmanagement (SCM) geschrieben und der entsprechende SCM-Prozess gestartet werden. Dadurch wird sichergestellt, dass alle Pläne von Anfang an dem Konfigurationsmanagement unterliegen. Danach können der Softwareverifizierungsplan (SVP), der Softwareentwicklungsplan (SDP) und der Softwarequalitätssicherungsplan (SQA) geschrieben werden, einschließlich der Pläne für die Toolqualifizierung, wenn der Einsatz von Softwaretools geplant ist. Diese vier Pläne können parallel verfasst werden, da es keine zeitlichen Abhängigkeiten zwischen ihnen gibt. Danach kann der PSAA-Plan auf der Grundlage der gesammelten Daten aus der Systementwicklung und der bereits geschriebenen Softwarepläne erstellt werden. Schließlich können Pläne erstellt werden, die sich nicht auf die PSAA auswirken.

### **Software-Konfigurationsmanagement-Plan und -Prozess**

Der SCM-Prozess beginnt in der Planungsphase, setzt sich in der Entwicklungsphase fort und endet mit der Ausmusterung -der Software [6, S. 86]. Daher beschreibt der SCM-Plan die Methoden, die verwendet werden sollten, um die Ziele des Softwarekonfigurationsmanagements zu erfüllen [4, S. 74]. Dazu gehören Verfahren zur Identifizierung der Konfiguration, Baselines und Rückverfolgbarkeit, Problembereichterstattung, Änderungskontrolle und -prüfung, Buchführung über den Konfigurationsstatus, Kontrolle der Softwareauslastung, Software-Lebenszyklsumgebung und Datenkontrolle, wie in [4, S. 5661-,7475-] und [6, S. 8688-] -beschrieben-.

Die erste Aktivität des Genehmigungskonzepts besteht darin, den SCM-Prozess einzurichten, da er grundlegende Aktivitäten ermöglicht, die während des Projekts durchgeführt werden müssen. So ist es beispielsweise sinnvoll, einen Problembereichtsprozess für die Planungsphase bereitzustellen, um Unstimmigkeiten zwischen den Plänen zu melden und zu beheben. Da für die Erstellung der Pläne grundlegende Tools wie Textverarbeitungsprogramme benötigt werden, ist es außerdem sinnvoll, diese Tools zu definieren, bevor sie für die Erstellung der Pläne verwendet werden. Zu diesem Zweck werden der Software Life Cycle Environment Configuration Index (SECI), der Software Configuration Index, die SCM Records und die Problem Reports zu Beginn erstellt oder initialisiert.

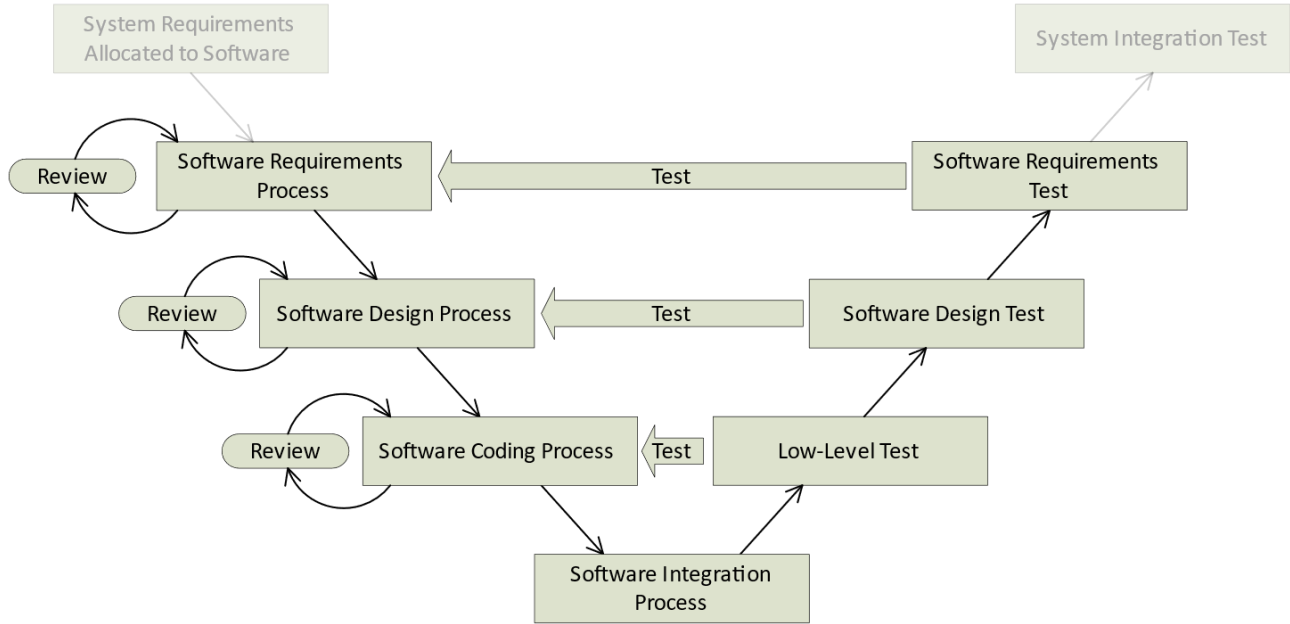
### **Software-Entwicklungsplan**

Die Absicht des SDP ist es, projektspezifische Anleitungen für Entwickler bereitzustellen, die Anforderungen, Design und Code schreiben und in die PSAA aufgenommen werden können. Zunächst enthält der SDP projektspezifische Standards für die Ermittlung von Softwareanforderungen, die Erstellung des Softwaredesigns und das Schreiben von Code. Genauer gesagt sind das die Software Requirements Standards (SRS), Software Design Standards (SDS) und Software Code Standards (SCS). Diese Standards werden regelmäßig nur referenziert und nicht einbezogen, obwohl dies möglich ist. Aufgrund der Projektspezifität sollten beliebige Industriestandards wie ein IEEE-Standard oder ein unternehmensweiter Standard nicht einfach einbezogen werden, da sie die projektspezifischen Anforderungen an die Software-Sicherheitsstufe nicht berücksichtigen. Sie können jedoch als Input für die Entwicklung der projektspezifischen Standards verwendet werden. Zweitens muss der vorgesehene Software-Lebenszyklus im SDP erläutert werden, um den Entwicklern eine klare Struktur für das

Projektmanagement zu geben. Die Auswahl eines Lebenszyklusmodells wird nur durch die Verwendung eines Modells eingeschränkt, das von oben nach unten verifiziert werden soll. Das bedeutet, dass die Anforderungsverifizierung vor der Designverifizierung und die Designverifizierung vor der Implementierungsverifizierung durchgeführt wird. Darüber hinaus müssen auch die Ein- und Ausstiegsriterien für jede Entwicklungsphase und die erzeugten Daten beschrieben werden. Schließlich muss auch die Softwareentwicklungsumgebung beschrieben werden, um ihr potenzielles Risiko für die zu entwickelnde Software zu verringern. Außerdem wird so die Reproduzierbarkeit des ausführbaren Objektcodes (EOC) sichergestellt. Dazu gehören alle Tools, die im Rahmen des Projekts verwendet werden. Dazu gehören z.B. Anforderungs-, Design- und Code-Entwicklungstools sowie der Compiler, Linker, Loader und die verwendete Hardwareplattform. Der Schwerpunkt der Beschreibung liegt darauf, zu erklären, wie die Entwicklungsumgebung im Rahmen des Projekts verwendet wird. Um die Redundanz zu verringern, ist es möglich, stattdessen auf die SECI zu verweisen. Allerdings sollte die SECI dann mit den Plänen veröffentlicht und während der Softwareentwicklung aktualisiert werden. [6, S. 8183-,9091-] [4, S. 30,73]

Aufgrund der vorgenannten Punkte wird der SDP in die PSAA aufgenommen und verweist auf die projektspezifischen Standards für Anforderungen, Design und Code. Dies führt zu einem prägnanten SDP-Kapitel, das sich auf die Organisation des Software-Lebenszyklus einschließlich seiner Umgebung konzentriert. Umgekehrt bieten die Standards spezifische Anleitungen für bestimmte Phasen des Lebenszyklus. Um den Fokus weiter zu schärfen, beschreibt das SDP die Entwicklungsumgebung im Allgemeinen und verweist für Details auf die SECI. Dadurch werden Unstimmigkeiten zwischen diesen Dokumenten vermieden, da die PSAA ansonsten eine Zusammenfassung des SDP verlangt. Da nicht alle Details der Softwareentwicklungsumgebung während der Planungsphase festgelegt werden, wird die SECI während der Entwicklung aktualisiert. Dies kann zum Beispiel Bibliotheken oder Compileroptionen und -versionen betreffen.

Da das Genehmigungskonzept auf einem traditionellen Ansatz beruht, wird das V-Modell -für die Softwareentwicklung angewendet, wie in [28, S. 3334-] beschrieben-. -Das vorgeschlagene Software-Lebenszyklusmodell ist in Abbildung 4 dargestellt und an die Bedürfnisse der DO278A -sowie an das Genehmigungskonzept -angepasst-.



**Abb. 4.** V Lebenszyklusmodell basierend auf [28, S. 3334-], angepasst an DO278A -und Genehmigungskonzept

## Software-Verifizierungsplan

Die SVP beschreibt, wie die Softwareverifikation durchgeführt wird, um Fehler zu erkennen und zu melden, die im Planungs-, Entwicklungs- oder Verifikationsprozess entstanden sind. Zu diesem Zweck -empfiehlt DO278A die -Beschreibung der organisatorischen Zuständigkeiten für den Softwareverifizierungsprozess und der Schnittstellen zu anderen Softwarelebenszyklen, Verifizierungsmethoden wie Reviews, Analyse- und Testmethoden. Die Verifizierungsumgebung, einschließlich der Software-Tools und der Hardware-Testausrüstung, die Kriterien für den Beginn des Verifizierungsprozesses, die Reverifizierungsmethoden und die Annahmen über die Korrektheit von Compiler, Linker und Loader sollten ebenfalls enthalten sein. Darüber hinaus sollte eine Beschreibung der Testmethoden für die Integrität der Partitionierung, der Art und Weise, wie die Unabhängigkeit der Verifizierung erreicht wird, sowie der Verifizierungsmethoden für zuvor entwickelte Software und für -Software -mit mehreren Versionen-, die sich voneinander unterscheiden, enthalten sein, falls zutreffend. [4, p. 41,7374-]

Die Verifikationsmethoden für Anforderungen, Design und Code sind ähnlich, haben aber unterschiedliche Aspekte [6, S. 123,153,178]. Daher wird die Beschreibung der grundlegenden Überprüfungsverfahren in der SVP von spezifischen Aspekten getrennt, um Redundanz zu vermeiden. Folglich wird der Abschnitt über die entwicklungsbezogenen Überprüfungen wie folgt aufgebaut sein: Zunächst liefert die SVP organisatorische Informationen für den Softwareverifizierungsprozess wie Verantwortlichkeiten und Übergangskriterien. Dann wird eine grundlegende Beschreibung der vorgeschlagenen Verifikationsmethoden wie Überprüfung und Analyse gegeben. Anschließend werden die Methoden in Unterabschnitten für Anforderungen, Design und Code spezifiziert.

Da fast alle Verifikationsziele der DO278A -durch eine Überprüfung erfüllt werden können [6, S. 84], wird ein formaler Peer-Review-Prozess eingerichtet, wie in [6, S. 125] beschrieben. Im Hinblick auf -den Verifizierungs- und Rückverfolgungsaufwand der DO278A -wird das in [29] beschriebene Inspektionsreview für die Überprüfung der Softwareanforderungen, des Designs und des Codes angewandt. Diese Überprüfungen stehen im Zusammenhang mit den "Review"-Stufen in Abbildung 4. Neben dem Review-Prozess kann es notwendig sein, zusätzliche Analysemethoden wie die Testabdeckungsanalyse zu seiner Unterstützung einzusetzen.

Während die entwicklungsbezogenen Verifikationsziele sicherstellen, dass die Entwicklung korrekt durchgeführt wurde, gibt es auch Testziele, die die Übereinstimmung der Software mit allen Anforderungen nachweisen. Die Tests zeigen auch, dass die von der PSSA identifizierten Fehlerbedingungen beseitigt werden. Es muss also bestätigt werden, dass der EOC alle Anforderungen erfüllt und robust ist. Außerdem muss die Kompatibilität des EOC mit dem Zielcomputer validiert werden. Zu diesem Zweck -verlangt DO278A -normale Reichweiten- und Robustheitstestfälle für anforderungsbasierte Tests. Mit dieser Methode werden die Anforderungen an den EOC getestet und die Kompatibilität zwischen den Softwarekomponenten sichergestellt. Außerdem zeigt sie, dass die Komponenten mit der Softwarearchitektur übereinstimmen. [4, p. 4651-]

Wenn die Softwaretests durchgeführt werden, muss überprüft werden, ob die Verifizierungsverfahren angemessen und korrekt sind. Zu diesem Zweck -verlangt DO278A -eine Testabdeckungsanalyse sowie Überprüfungen und Analysen von Testfällen, Verfahren und Ergebnissen. Darüber hinaus ist eine bidirektionale Rückverfolgbarkeit zwischen den Softwareanforderungen und ihren Testfällen erforderlich, um die anforderungsbasierte -Testabdeckungsanalyse -zu unterstützen-. Außerdem sollten die Testfälle bidirektional zu den Testverfahren zurückverfolgt werden können, um zu zeigen, dass alle Testfälle zu Testverfahren entwickelt wurden. Die Testverfahren sollten auch bidirektional zu den Testergebnissen zurückverfolgt werden können, um zu zeigen, dass alle Testverfahren ausgeführt wurden. [4, p. 5153-]

Die Beschreibung der Testmethoden in der SVP wird wie die entwicklungsbezogenen Verifikationsmethoden organisiert sein. Während die Beschreibung einer grundlegenden Prüfmethode zu den anderen grundlegenden Methoden hinzugefügt wird, wird ihr spezifisches Merkmal an die anderen spezifischen Beschreibungen angehängt. Schließlich endet das SVP mit einem Abschnitt, der sich mit einer Nachprüfungsmethode befasst.

## Planung der Werkzeugqualifizierung

Wenn ein Softwaretool verwendet werden soll, das Prozesse der DO278A automatisiert, reduziert oder beseitigt -und dessen Ausgabe nicht verifiziert wird, muss es gemäß DO330 qualifiziert werden-. Eine Tool-Qualifizierung ist nur dann für ein bestimmtes System gültig, wenn die Qualifizierung durch die PSAA abgedeckt

ist. Wenn also ein bereits qualifiziertes Werkzeug wiederverwendet werden soll, muss es im Rahmen des Projekts neu qualifiziert werden. [4, p. 8889-]

#### Software-Qualitätssicherungsplan

Der Software-Qualitätssicherungsprozess (SQA) beginnt in der Planungsphase und setzt sich während des Software-Lebenszyklus fort. Daher beschreibt der SQA-Plan die Methoden, die verwendet werden sollten, um die Ziele des Software-SQA-Prozesses zu erreichen. Zu diesem Zweck sollte der SQA-Plan Leitlinien für die Umgebung, die Aktivitäten, die Aufzeichnungen, die Übergangskriterien und den Zeitplan enthalten. Darüber hinaus sollten auch eine Autoritätserklärung und eine Lieferantenaufsicht enthalten sein. Letztere beschreibt, wie externe Entwickler die Projektpläne und Standards einhalten. Alle SQA-Ziele müssen unabhängig voneinander erfüllt werden. Das bedeutet, dass die Überprüfung von einer Person oder einem Tool durchgeführt wird, die/der nicht für die Entwicklung der entsprechenden Daten verantwortlich war. [4, p. 5663-,7576-,133,143144-]

#### Plan für Software-Aspekte der Zulassung

Die PSAA ist das erste Mittel für die Genehmigungsbehörde, um festzustellen, ob der vorgeschlagene Software-Lebenszyklus der Sicherheitsstufe angemessen ist und hat einen vertragsähnlichen -Status zwischen dem Antragsteller und der Genehmigungsbehörde. Wird der PSAA zu spät im Projektverlauf eingereicht, birgt er ein Risiko, da die Genehmigungsbehörde die Pläne als nicht konform bewerten kann. Der Plan muss einen Überblick über das System und die Software, den Software-Lebenszyklus einschließlich einer Zusammenfassung von SDP, SVP, SCM-Plan und SQA-Plan sowie eine Liste der zu erzeugenden Datenelemente enthalten. Darüber hinaus sollte der Plan einen Projektzeitplan und eine Übersicht über die externen Lieferanten enthalten. Schließlich muss er auch Überlegungen zur Genehmigung, wie z.B. das Sicherheitsniveau und zusätzliche Überlegungen wie die Verwendung von COTS-Software, enthalten. Wenn der PSAA fertig ist, wird er bei der Genehmigungsbehörde eingereicht. Dann erhält das Projektteam eine Antwort, ob es mit dem Plan einverstanden ist oder weitere Dokumente oder Nacharbeiten an den Plänen anfordert. [4, S. 67,7273-] [6, S. 7881-]

Wie bereits erwähnt, ist die Planungsphase darauf ausgerichtet, die PSAA so früh wie möglich abzuschließen. Daher sind alle Pläne und Informationen, die für die Erstellung dieses Plans benötigt werden, bereits vorhanden. Der SDP mit seinem Lebenszyklusmodell wird vollständig enthalten sein, während der SVP, der SCM-Plan und der SQA-Plan zusammengefasst werden. Außerdem wird eine Liste mit allen zu erstellenden Datenelementen hinzugefügt. Sie werden mit einer kurzen Beschreibung ihres Inhalts aufgelistet. Die übrigen Inhalte wie Übersichten und Genehmigungsüberlegungen werden ebenfalls vollständig abgedeckt. Bevor die PSAA bei der Genehmigungsbehörde eingereicht wird, werden die Pläne auf ihre Übereinstimmung mit der DO278A überprüft-. Wenn die Pläne die Überprüfung bestanden haben, wird die Kommunikation zwischen dem GLASS-Projektteam und der Genehmigungsbehörde hergestellt.

#### Zusätzliche Pläne

Nachdem alle Pläne, die sich auf DO278A beziehen, -erstellt wurden und die PSAA bei der Genehmigungsbehörde eingereicht wurde, können Pläne geschrieben werden, die von DO278A nicht verlangt werden-. Dazu können Pläne wie detaillierte Projektmanagementpläne gehören, die bestimmten Projektmitgliedern Aufgaben zuweisen, sowie Zeitplanungspläne für Unternehmensressourcen, z.B. Flugtestressourcen.

### ***Phase der Software-Realisierung***

Die Phase der Softwarerealisierung besteht hauptsächlich aus der Ausführung der Pläne. Aus diesem Grund wird in den folgenden Unterabschnitten skizziert, welche Daten benötigt werden, um den Prozess zu starten und welche Datenelemente erstellt werden. Außerdem wird deren Organisation im Hinblick auf den vorgeschlagenen Software-Lebenszyklus beschrieben.

#### Prozess der Softwareanforderungen

Der Prozess der Softwareanforderungen kann gestartet werden, wenn die entsprechenden Übergangskriterien des Softwarelebenszyklus erfüllt sind. Darüber hinaus müssen auch die Systemanforderungen und -architektur, die Hardwareschnittstellen und die SDP einschließlich der SRS definiert werden, da sie den Input für diesen Prozess darstellen. Dieser Prozess stellt sicher, dass die HighLevel -Requirements (HLRs) entwickelt und die abgeleiteten Anforderungen definiert und der Systementwicklung und SAP zur Verfügung gestellt werden.

Abgeleitete Anforderungen lassen sich nicht direkt auf übergeordnete -Anforderungen -zurückführen -oder definieren ein darüber hinausgehendes Verhalten. Die Softwareanforderungsdaten sind die Prozessausgabe, die die HLRs enthält. Außerdem werden Trace Data, die den Zusammenhang zwischen den Systemanforderungen und den HLRs aufzeigen, ebenfalls zugewiesen. Sie sorgen für die Verifizierbarkeit, dass die Anforderungen vollständig implementiert sind, und für die Sichtbarkeit der abgeleiteten HLRs. [4, p. 34,39,142]

Sobald die Anforderungen entwickelt sind, werden sie gemäß der SVP überprüft. Ebenso werden die Segmentierung des Entwicklungs- und Verifizierungsplans und die daraus resultierenden Daten diesem Prozess zugeordnet. Die mit der Entwicklung der Anforderungen zusammenhängenden Software Requirements Data und Trace Data werden in einem eigenständigen Dokument gesammelt, während die Software Verification Results (SVR) in einem separaten Dokument gesammelt werden. Um eine bidirektionale Rückverfolgbarkeit zu gewährleisten, werden die Systemanforderungen außerdem durch einen Verweis auf die entsprechenden HLRs ergänzt.

### Software-Design-Prozess

Der Softwareentwicklungsprozess kann gestartet werden, wenn die geplanten Übergangskriterien erfüllt sind. Außerdem müssen die Softwareanforderungsdaten und die SDP einschließlich der SDS definiert werden, da sie den Input für diesen Prozess darstellen. Dieser Prozess muss sicherstellen, dass die LowLevel -Requirements (LLRs) und die Softwarearchitektur aus den HLRs entwickelt werden. Außerdem stellt er sicher, dass die abgeleiteten LLRs auch der Systementwicklung und dem SAP zur Verfügung gestellt werden. LLRs sind eine Aufschlüsselung der HLRs, so dass der Code ohne weitere Informationen aus ihnen entwickelt werden kann. Die Designbeschreibung ist die Prozessausgabe, die die LLRs und die Softwarearchitektur enthält. Zusätzlich werden Trace Data, die den Zusammenhang zwischen HLRs und LLRs aufzeigen, zugewiesen. Trace Data bietet die Möglichkeit zu überprüfen, ob die Anforderungen vollständig implementiert wurden und gibt Aufschluss über die abgeleiteten LLRs. [4, p. 35,39,144]

Wenn das Softwaredesign erstellt ist, wird es gemäß der SVP überprüft. Die aus diesem Prozess resultierenden Daten werden analog zu den aus dem Anforderungsprozess resultierenden Daten segmentiert. Aus diesem Grund wird die Designbeschreibung mit den entsprechenden Trace-Daten in einem Dokument zusammengefasst und die entsprechende Überprüfung wird dem im Anforderungsprozess erstellten SVR-Dokument hinzugefügt. Die HLRs werden mit einem Verweis auf die entsprechenden LLRs ergänzt, um die bidirektionale Rückverfolgbarkeit zu archivieren.

### Prozess der Software-Implementierung

Der Software-Implementierungsprozess besteht aus Kodierung und Integration und kann gestartet werden, wenn die entsprechenden Übergangskriterien, wie sie der Software-Lebenszyklus vorsieht, erfüllt sind. Außerdem müssen die Softwarearchitektur, die LLRs, die SDP und die SCS verfügbar sein, da sie den Input bilden. Der Kodierungsprozess erzeugt den Quellcode aus der Softwarearchitektur und den LLRs. Während des Integrationsprozesses wird der Quellcode dann kompiliert, gelinkt und auf den Zielcomputer geladen. Als Ergebnis dieses Prozesses werden die EOC- und die Adaption Data Item-Datei sowie die Daten zum Kompilieren, Verknüpfen und Laden ausgegeben. Darüber hinaus werden auch Trace-Daten ausgegeben, die die Verbindung zwischen LLRs und Quellcode zeigen. So können Sie überprüfen, ob die LLRs vollständig implementiert sind und ob es keine undokumentierte Funktion gibt. [4, p. 3739-]

Wenn die Software implementiert ist, wird sie gemäß der SVP überprüft. Die aus diesem Prozess resultierenden Daten werden wie oben erwähnt segmentiert. Daher werden die Verweise auf die Trace-Daten in den Quellcode integriert, während die entsprechenden Überprüfungsergebnisse dem SVR-Dokument hinzugefügt werden. Darüber hinaus werden auch die LLRs mit einem Verweis auf den entsprechenden Source Code ergänzt.

## **Phase der Software-Verifizierung**

Die Überprüfungen für die Entwicklungsprozesse sind bereits im jeweiligen Anforderungs-, Design- und Implementierungsprozess enthalten. Diese Phase konzentriert sich auf Softwaretests und die Überprüfung der Tests.

### Prozess der Software-Verifizierung

Die System- und Softwareanforderungen, die Softwarearchitektur, die Trace-Daten, der Quellcode und das EOC sowie die SVP sind der Input für den Softwareverifizierungsprozess. Die Softwareverifizierungsfälle und -verfahren, SVR und Trace-Daten sind das Ergebnis. Dieser Prozess kann gestartet werden, wenn die geplanten Übergangskriterien erfüllt sind. Der Softwareverifizierungsprozess erkennt und meldet Fehler, die während der Entwicklungsprozesse entstehen, und gibt sie zur Beseitigung an die jeweiligen Entwicklungsprozesse zurück. Zu diesem Zweck werden in den Software Verification Cases and Procedures die Verifikationsfälle und -verfahren beschrieben, die gemäß der SVP entwickelt und zum Testen verwendet werden. Es definiert Umfang und Ausmaß der Testmethoden und -verfahren, identifiziert die erforderliche Ausrüstung und beschreibt das erwartete Testlayout. Darüber hinaus sollten für jeden Testfall Eingaben, Bedingungen, erwartete Ergebnisse, Abdeckungskriterien und Kriterien für Bestehen oder Nichtbestehen definiert werden. [6, S. 206207-] [4, S. 4142-,79]

Wenn die Software-Verifizierungsfälle und -Verfahren definiert sind, werden sie gemäß der SVP überprüft. Daher werden die Software-Verifizierungsfälle und -Verfahren einschließlich ihrer Trace-Daten in einem Dokument zusammengefasst. Die bidirektionalen Verweise auf die Trace-Daten werden mit einer Traceability-Matrix nachgewiesen. Die Überprüfungsergebnisse werden wie bisher dem SVR-Dokument hinzugefügt. Darüber hinaus werden die Ergebnisse der Tests ebenfalls in das SVR-Dokument aufgenommen.

#### Zusammenfassung der Software-Leistungen

Die Software Accomplishment Summary zeigt, dass die entwickelte Software mit der PSAA konform ist. Zu diesem Zweck werden die System- und Softwareübersicht, Genehmigungserwägungen, der Lebenszyklus der Software, zusätzliche Erwägungen und die Aufsicht über die Lieferanten wie in der PSAA aufgenommen. In der Software Accomplishment Summary wird jedoch der Schwerpunkt auf die Änderungen gelegt. Außerdem werden in der PSAA die zu erstellenden Daten zum Software-Lebenszyklus erwähnt, während die Software Accomplishment Summary diese Daten enthält. Darüber hinaus müssen die Softwarekonfiguration mit Teilenummern und Version sowie ihre Merkmale wie EOC-Größe und Zeitspannen enthalten sein. Dann muss gegebenenfalls eine Änderungshistorie hinzugefügt werden, die sich auf Änderungen aufgrund von Sicherheitsmängeln und Verbesserungen im Lebenszyklus konzentriert. Falls es ungelöste Problembereiche gibt, muss außerdem eine Zusammenfassung dieser Berichte mit potenziellen Sicherheitsauswirkungen, funktionalen und betrieblichen Einschränkungen usw. aufgenommen werden. Schließlich muss die Software Accomplishment Summary eine Erklärung zur Einhaltung der Vorschriften enthalten, aus der hervorgeht, wie die Einhaltung der Vorschriften nachgewiesen wurde, und in der zusätzliche Vorschriften der Genehmigungsbehörde und Abweichungen von den Plänen aufgeführt sind, sofern sie nicht bereits behandelt wurden. [4, p. 8182-]

Nachdem die Software Accomplishment Summary fertig ist, wird sie der Genehmigungsbehörde vorgelegt. Wenn diese sie genehmigt, wird die Software in Betrieb genommen.

#### Fazit

Ziel dieses Beitrags war es, ein Konzept für die Zulassung der Software von GLASS aufzuzeigen. Zu diesem Zweck wurden zunächst Standards und weitere Überlegungen -vorgestellt, die einen unmittelbaren Einfluss auf die Zulassung gemäß DO278A haben-. -Dann wurde die DO278A -gemäß Assurance Level 3 auf die Ziele hin analysiert, die erfüllt werden müssen. Auf der Grundlage dieser Ziele und der begleitenden Aktivitäten wurde ein Zulassungskonzept erstellt. Das Konzept folgt einem traditionellen Ansatz, der ein angepasstes V-Lebenszyklusmodell für die Softwareentwicklung beinhaltet. Zunächst sieht das Konzept die Erstellung der erforderlichen Pläne vor, umreißt deren Inhalt und stellt unseren Implementierungsansatz vor. Diese Planungsphase ist darauf ausgerichtet, den Plan für die zu genehmigenden Softwareaspekte so früh wie möglich fertig zu stellen, da er die erste Möglichkeit für die Genehmigungsbehörde ist, die Pläne zu prüfen. Dementsprechend müssen die Pläne für das Konfigurationsmanagement, die Softwareentwicklung und -verifizierung, die Qualitätssicherung und die Toolqualifizierung zuerst fertiggestellt werden. Nachdem die Genehmigungsbehörde den Plan bestätigt hat, wird die Software entsprechend den jeweiligen Plänen -implementiert und verifiziert. Schließlich wird auch die Zusammenfassung der Softwareerfüllung geschrieben und eingereicht. Wenn sie genehmigt wird, kann die Software in Betrieb genommen werden.

## Danksagung

Wir danken dem Bundesministerium für Wirtschaft und Energie für die Finanzierung des GLASS-Projekts unter der Förderungsnummer 20Q1933C.

## Referenzen

- [1] L. Sanders und V. Fritch, "Instrument landing systems," *IEEE Transactions on Communications*, vol. 21, pp. 435-454, 1973, doi: 10.1109/TCOM.1973.1091710.
- [2] T. Dautermann, M. Felux, and A. Grosch, "Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed," vol. 16, pp. 375-387, 2012, doi: 10.1007/s10291-011-0239-3.
- [3] T. Dautermann, "Civil air navigation using GNSS enhanced by wide area satellite based augmentation systems", vol. 67, pp. 51-62, 2014, doi: 10.1016/j.paerosci.2014.01.003.
- [4] RTCA, Inc., "DO-278A - Software Integrity Assurance Considerations for Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM) Systems". Dez. 2011.
- [5] RTCA, Inc., "DO-278A: Software Integrity Assurance Considerations for Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM) Systems - Errata 1". Feb. 2021.
- [6] L. Rierson, *Entwicklung von sicherheitskritischer Software: Ein praktischer Leitfaden für Luftfahrtsoftware und die Einhaltung von DO-178c*. Boca Raton: CRC Press/Taylor & Francis Group, 2013.
- [7] RTCA, Inc., "DO-178C - Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification". Dez. 2011.
- [8] RTCA, Inc., "DO-178C: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification - Errata 1". Feb. 2021.
- [9] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, "Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter," *GPS Solutions*, vol. 24, no. 2, p. 37, Apr. 2020, doi: 10.1007/s10291-019-0947-7.
- [10] Internationale Zivilluftfahrt-Organisation, "Anhang 10 zum Abkommen über die Zivilluftfahrt - Aeronautical Telecommunication." Jul. 2018.
- [11] RTCA, Inc., "DO-254 - Design Assurance Guidance For Airborne Electronic Hardware". Apr. 2000.
- [12] RTCA, Inc., "DO-330 - Software Tool Qualification Considerations". Dez. 2011.
- [13] SAE International, "ARP4761 - Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment." Dez. 1996.
- [14] V. Hilderman und T. Baghi, *Avionik-Zertifizierung: Ein vollständiger Leitfaden zu DO-178 (Software), DO-254 (Hardware)*. Leesburg, VA: Avionics Communications, 2007.
- [15] "Verordnung über Art, Umfang, Beschaffenheit, Zulassung, Kennzeichnung und Betrieb von Anlagen und Geräten für die Flugsicherung (Flugsicherungs-Anlagen- und Geräte-Musterzulassungs-Verordnung - FSMusterzulV)." Dez. 2001. [Online]. Verfügbar: [https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen\\_BAFReferate/ST/ST\\_FSMusterzulV.pdf?\\_\\_blob=publicationFile&v=2](https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen_BAFReferate/ST/ST_FSMusterzulV.pdf?__blob=publicationFile&v=2)
- [16] DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, "NfL II 51 / 08 - Bekanntmachung über die Anforderungen zur Musterzulassung von GBAS-Bodenanlagen als Flugnavigationfunkstelle." Sep. 2008. [Online]. Verfügbar: [https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen\\_BAFReferate/ST/ST\\_MusterZ-NfL-II-51-08-GBAS.pdf?\\_\\_blob=publicationFile&v=2](https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen_BAFReferate/ST/ST_MusterZ-NfL-II-51-08-GBAS.pdf?__blob=publicationFile&v=2)
- [17] SAE International, "ARP4754A - Richtlinien für die Entwicklung von zivilen Flugzeugen und Systemen." Dez. 2010.
- [18] RTCA, Inc., "DO-248C - Unterstützende Informationen für DO-178C und DO-278A." Dez. 2011.
- [19] Europäische Organisation für Zivilluftfahrtausrüstung (EUROCAE), "ED-114A - Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations". Mar. 2013.
- [20] European Union Aviation Safety Agency, "Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25." Dez. 2020. [Online]. Verfügbar: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25\\_amendment\\_26\\_0.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf)
- [21] RTCA, Inc., "DO-248C: Supporting Information for RTCA/DO-178C and RTCA/DO-278A - Errata 1". Feb. 2021.
- [22] RTCA, Inc., "DO-330: Software Tool Qualification Considerations - Errata 1". Feb. 2021.
- [23] RTCA, Inc., "DO-331 - Model-Based Development and Verification Supplement to DO-178C and DO-278A". Dez. 2011.
- [24] RTCA, Inc., "DO-331: Model-Based Development & Verification Supplement to RTCA/DO-178C and RTCA/DO-278A - Errata 1". Feb. 2021.
- [25] RTCA, Inc., "DO-332 - Object-Oriented Technology and Related Techniques Supplement to DO-178C and DO-278A". Dez. 2011.
- [26] RTCA, Inc., "DO-333 - Formal Methods Supplement to DO-178C and DO-278A". Dez. 2011.
- [27] PATMOS Engineering Services, Inc., "DO-178C Vorlagen für die Bewertung". Zugesehen: Mar. 26, 2021. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.avionics-certification-academy.com/courses/129421/lectures/1894924>
- [28] S. Kleuker, *Grundkurs Software-Engineering mit UML: Der pragmatische Weg zu erfolgreichen Softwareprojekten*. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-19969-2>
- [29] A. Stellman und J. Greene, "Angewandtes Software-Projektmanagement", online, 2006.

## 6.3. Ein operationelles Konzept zum Fliegen von GLS-Ansätzen mit satellitengestützten Augmentierungssystemen

### Abstrakt

Eine neue Konvertertechnologie ermöglicht es entsprechend ausgerüsteten Flugzeugen, die Daten des satellitengestützten Augmentierungssystems in Empfängern zu nutzen, die ursprünglich für das bodengestützte Augmentierungssystem entwickelt wurden. Für diese Flugzeuge ermöglicht dieses System eine niedrigere Entscheidungshöhe und damit einen besseren Zugang zu Flughäfen. Um diese Technologie nutzbar zu machen, benötigen die Flugzeugbesatzungen ein Betriebskonzept und die Flugbesatzung muss mit den entsprechenden Informationen in Form von Anflugkarten versorgt werden. Es wurden zwei verschiedene Möglichkeiten für ein Betriebskonzept entwickelt und die entsprechenden Anflugkarten erstellt. Eine Möglichkeit ist eine modifizierte Anflugkarte für die Flächennavigation, der die spezifischen Informationen hinzugefügt werden. Die andere Karte ist ein völlig separates Verfahren für den Anflug. Diese beiden Optionen wurden mit Airline-Piloten in einem Airbus A320 Full Flight Training-Simulator getestet. Während der Simulatorflüge wurden die Leistungsdaten des Flugzeugs aufgezeichnet und die Teilnehmer füllten Fragebögen zur Arbeitsbelastung und Qualität des Betriebskonzepts aus. Die Ergebnisse zeigen ein unterschiedliches Verhalten während des Abfangens des Endkurses, aber alle Anflüge blieben innerhalb der geforderten Grenzen. Die Fragebögen ergaben, dass die Arbeitsbelastung bei der Variante der Flächennavigation höher ist und dass alle Teilnehmer die Variante des separaten bodengestützten Erweiterungssystems bevorzugen.

### Einführung

Heutzutage basieren die meisten Instrumentenanflugverfahren zur Landung auf Flughäfen, die in der kommerziellen Luftfahrt geflogen werden, auf dem Instrumentenlandesystem (ILS). Auf Flugplätzen, für die keine ILS-Anflüge verfügbar sind, werden von globalen Navigationssatellitensystemen (GNSS) abgeleitete Positionsdaten verwendet, um RNP-Anflüge (Required Navigation Performance) zu fliegen, die auf Flächennavigation basieren. Um die Genauigkeit und Integrität zu verbessern, können GNSS wie das Global Positioning System (GPS) durch ein satellitengestütztes Erweiterungssystem (SBAS) oder ein bodengestütztes Erweiterungssystem (GBAS)[\[1\]](#) ergänzt werden. Diese Systeme bieten zusätzliche Integrität sowie eine höhere Genauigkeit und Kontinuität im Vergleich zu einem eigenständigen GPS-System (siehe z.B. [\[2\]](#), [\[3\]](#) und die darin enthaltenen Referenzen).

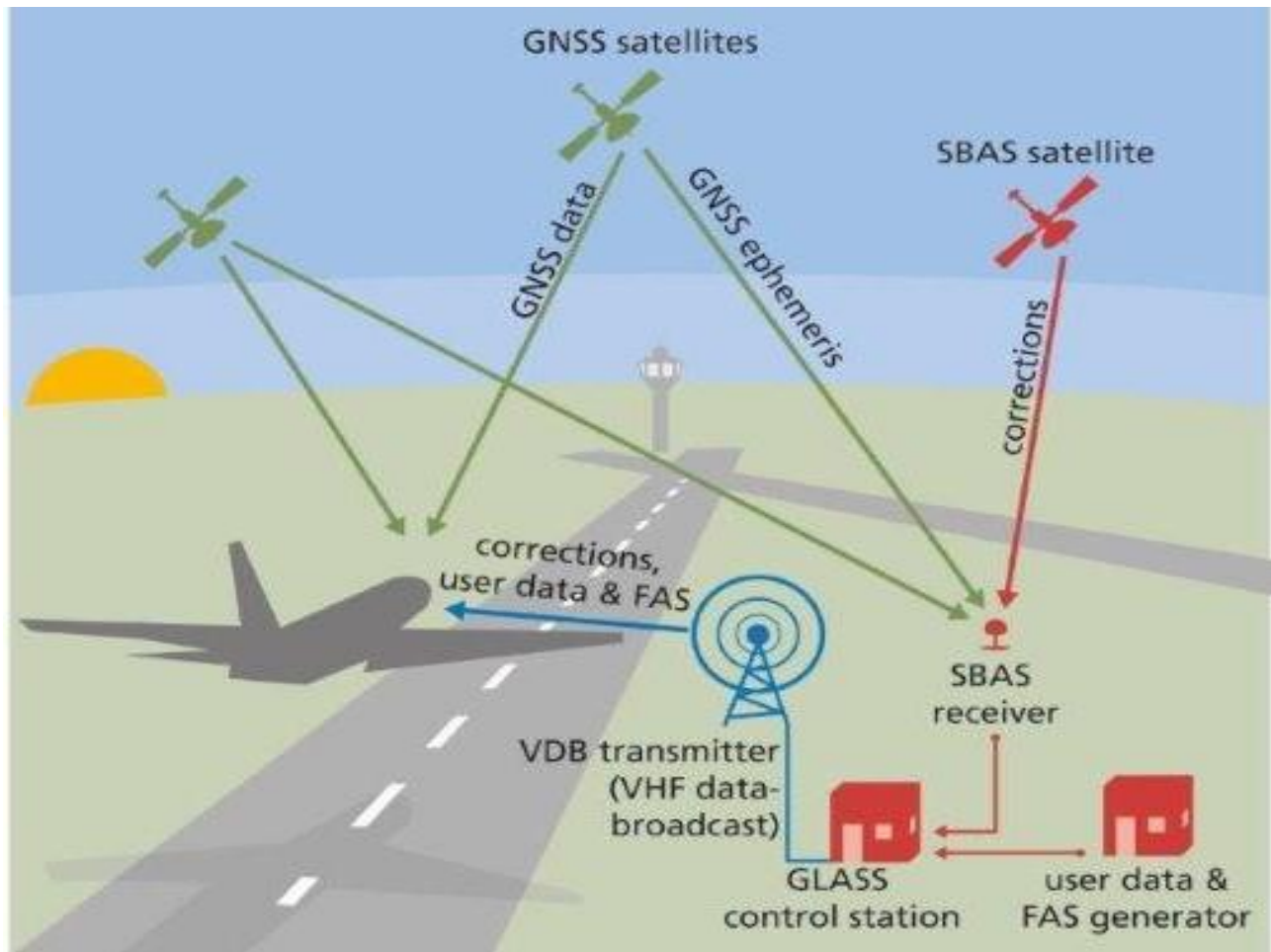
Ein SBAS besteht aus mehreren Bodenstationen, die über einen ganzen Kontinent verteilt sind, einer oder mehreren Hauptkontrollstationen, die die Korrektur- und Integritätsinformationen berechnen, sowie mindestens einem Satelliten in einer geostationären Umlaufbahn. Die Informationen werden auf der zivilen GPS-Frequenz über einen Transponder auf dem geostationären Satelliten an den Nutzer übertragen. In Flugzeugen ermöglicht der Empfang des Signals Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) Endanflugsegmente und ihre entsprechenden Entscheidungshöhen. Bei diesen Höhen muss der Pilot die Landebahn visuell erkennen oder andernfalls das Fehl-anflugverfahren einleiten [\[4\]](#). Für diese Art der Anflugführung werden die Daten des Endanflugsegments (FAS) in der Navigationsdatenbank des Flugzeugs gespeichert. Wenn LPV verfügbar ist, ist die entsprechende Entscheidungshöhe in der Regel die niedrigste unter allen für diese Anflüge verfügbaren Minima. Leider kann das LPV-Endanflugsegment nur von sehr wenigen Verkehrsflugzeugen geflogen werden (zum Zeitpunkt des Verfassens dieses Artikels nur von der A350 und der A220), da die erforderliche Ausrüstung in der Regel nicht für andere mittlere oder schwere Verkehrsflugzeuge zugelassen ist.

Ein GBAS besteht aus drei bis vier GPS-Empfängern, einer Hauptstation und einem UKW-Sender, der sich auf dem Flugplatz befindet. Wie bei SBAS berechnet die Hauptstation die Korrektur- und Integritätsinformationen und stellt sie dem Nutzer zur Verfügung, diesmal mit einer UKW-Datenübertragung vom Boden aus. Diese Datenübertragung enthält bis zu 49 FAS-Datenblöcke. Wenn ein Flugzeug diese Technologie zur Landung nutzt, muss es GBAS-Landesysteme (GLS) anfliegen. Obwohl viele Verkehrsflugzeuge mit GLS-Empfängern ausgestattet sind, um diese Anflüge zu fliegen, sind sie aufgrund der hohen Kosten für eine GBAS-Installation auf Flugplätzen nicht weit verbreitet. [\[5\]](#).

Dautermann et al. [\[6\]](#) haben ein System entwickelt, das die Vorteile der beiden verschiedenen Augmentierungssysteme kombiniert und gleichzeitig die meisten Nachteile eliminiert. Das GLS Approach using SBAS (GLASS) System besteht aus einer Bodenstation, einem Empfänger für das SBAS-Signal und einem VDB-Sender für das

GLS-Signal (siehe auch Abbildung 1). Die empfangenen SBAS-Informationen werden mit den lokal gespeicherten FAS-Daten kombiniert, um ein GBAS Approach Service Type A (GAST-A) Signal zu erzeugen [7]. Daher können mit GLS ausgestattete Flugzeuge das LPV-Endanflugsegment von RNP-Anflügen fliegen. Dieses System könnte auf Flugplätzen mit begrenzter Installationsfläche oder Investitionsbeschränkungen eingesetzt werden, die die Installation eines Standard-GLS verhindern, das den mit einem ILS vergleichbaren GAST-C-Dienst bietet.

Der von GLASS angebotene Dienst entspricht dem GBAS Approach Service Type A (GAST-A), einem Anflugdienst, der ursprünglich von dem australischen Ground based Regional Augmentation System GRAS [8], [9] entwickelt wurde.



**Abbildung 1: Die GLASS-Architektur ermöglicht mit GLS ausgestatteten Flugzeugen Flüge zum LPV-Minimum.**

Die Technologie wurde in Flugversuchen getestet und hat die GAST-A Standards [10] [11] gut erfüllt. Der nächste Schritt zum Einsatz der GLASS-Technologie ist die Entwicklung eines Betriebskonzepts (CON OPS) für die Nutzung dieser Technologie im Flugbetrieb. Dazu präsentieren wir den Flugzeugbesatzungen verschiedene Anflugkarten und Cockpit-Prozeduren, lassen jede Besatzung die verschiedenen Prozeduren fliegen und bewerten ihre Leistung und Reaktionen.

### Charting

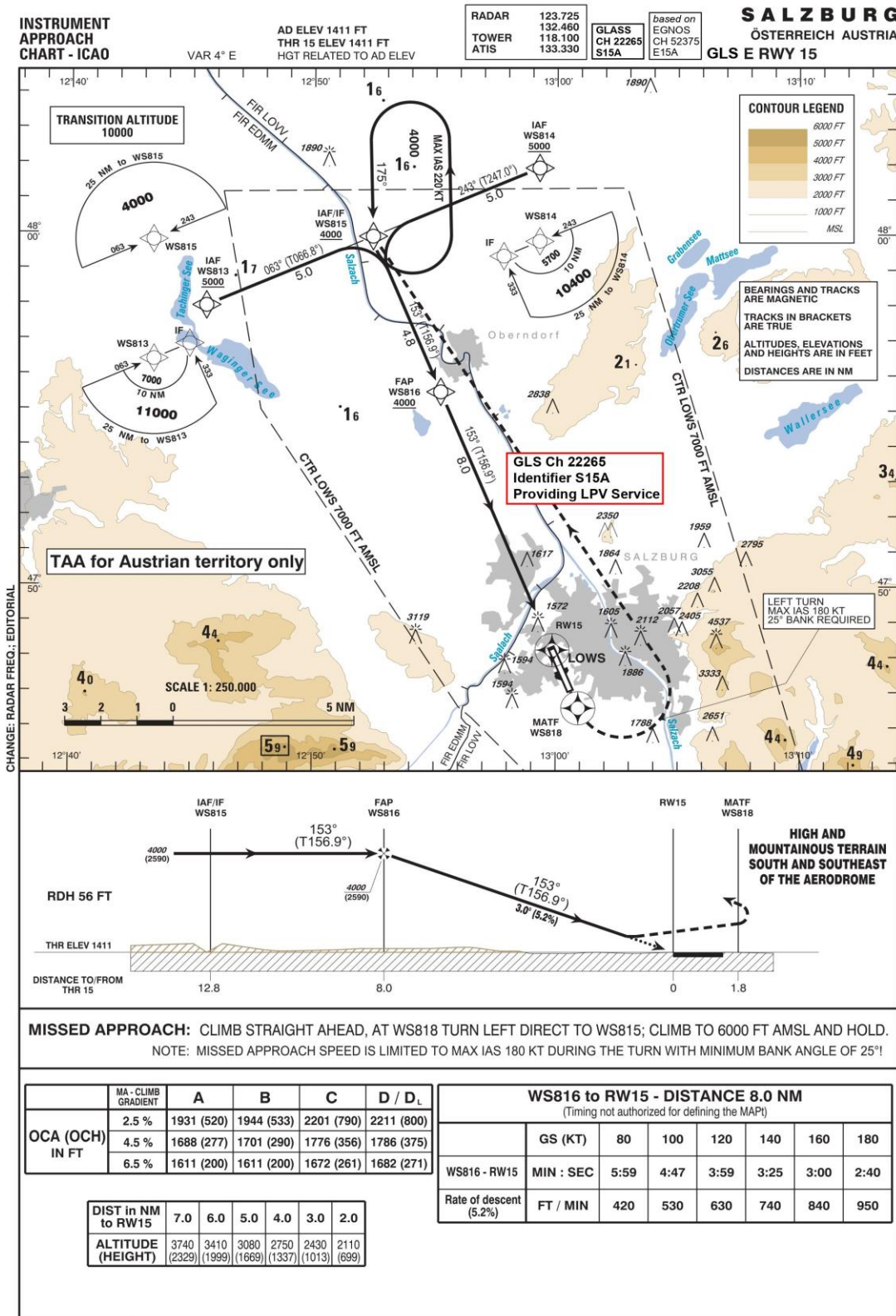
Jedes veröffentlichte Instrumentenanflugverfahren (IAP) auf einen Flughafen hat eine zugehörige Karte. Diese Karten unterscheiden sich je nach Anflugart und werden von den Flugbesatzungen verwendet, um die erforderlichen Informationen über den Anflug zu erhalten und die Avionik im Flugzeug entsprechend einzustellen [12].

Hier haben wir nach der besten Karte gesucht, um der Besatzung die erforderlichen Informationen über GLASS zu präsentieren. Die Karten, die wir entwickelt haben, basieren auf dem RNP E-Anflug auf die Piste 15 in Salzburg (LOWS). Diese Karte ist im österreichischen Luftfahrthandbuch (AIP) veröffentlicht und kann unter <https://eaip.austrocontrol.at/> abgerufen werden. Der auf dieser Karte dargestellte Anflug ist ein "LPV only"-Anflug, d.h. nur Flugzeuge, die SBAS für IAPs verwenden können, können ihn fliegen. Die gängigsten kommerziellen Verkehrsflugzeuge, die Boeing 737 und der Airbus A320, verfügen nicht über diese erforderliche Ausrüstung. Wir haben zwei Karten entwickelt, die es mit GLS ausgestatteten Flugzeugen ermöglichen, diesen Anflug zu nutzen.

## **GLS-Variante**

Die erste Option ist eine GLS-Karte (Abbildung 2) mit zusätzlichen Informationen, die den Piloten darüber informieren, dass sie auf SBAS basiert. Der Anflug muss als GLS-Typ kodiert und in der Flugzeugdatenbank gespeichert werden, damit er geflogen werden kann. Wir haben mehrere Änderungen an der Karte im Vergleich zur RNP-E-Basiskarte aus dem AIP [13] vorgenommen. Die Karte wurde umbenannt und zeigt nun in der oberen rechten Ecke GLS-E anstelle von RNP-E. Ein weiteres Kästchen weiter links in der oberen Reihe zeigt die Informationen an, die zum Fliegen des GLS erforderlich sind. Dazu gehören die 5-stellige Kanalnummer (22265), die für den Empfang des GLS-Signals über die Avionik erforderlich ist, und die 4-stellige Kennung S15A. Wenn die richtige Kanalnummer eingestellt ist und die Avionik das Signal empfängt, wird diese Kennung auf dem Primary Flight Display (PFD) auf dem Flugdeck angezeigt. So kann die Flugbesatzung die korrekte Einstellung des GLS-Empfängers überprüfen. Zusätzlich zu den Informationen am oberen Rand der Karte wird in einem Feld in der Mitte der Karte eine Bemerkung angezeigt. Diese Bemerkung enthält dieselbe Kanalnummer und Kennung wie die oben auf der Karte angezeigte. Außerdem informiert er die Piloten darüber, dass der LPV-Dienst über dieses GLS-Signal bereitgestellt wird.

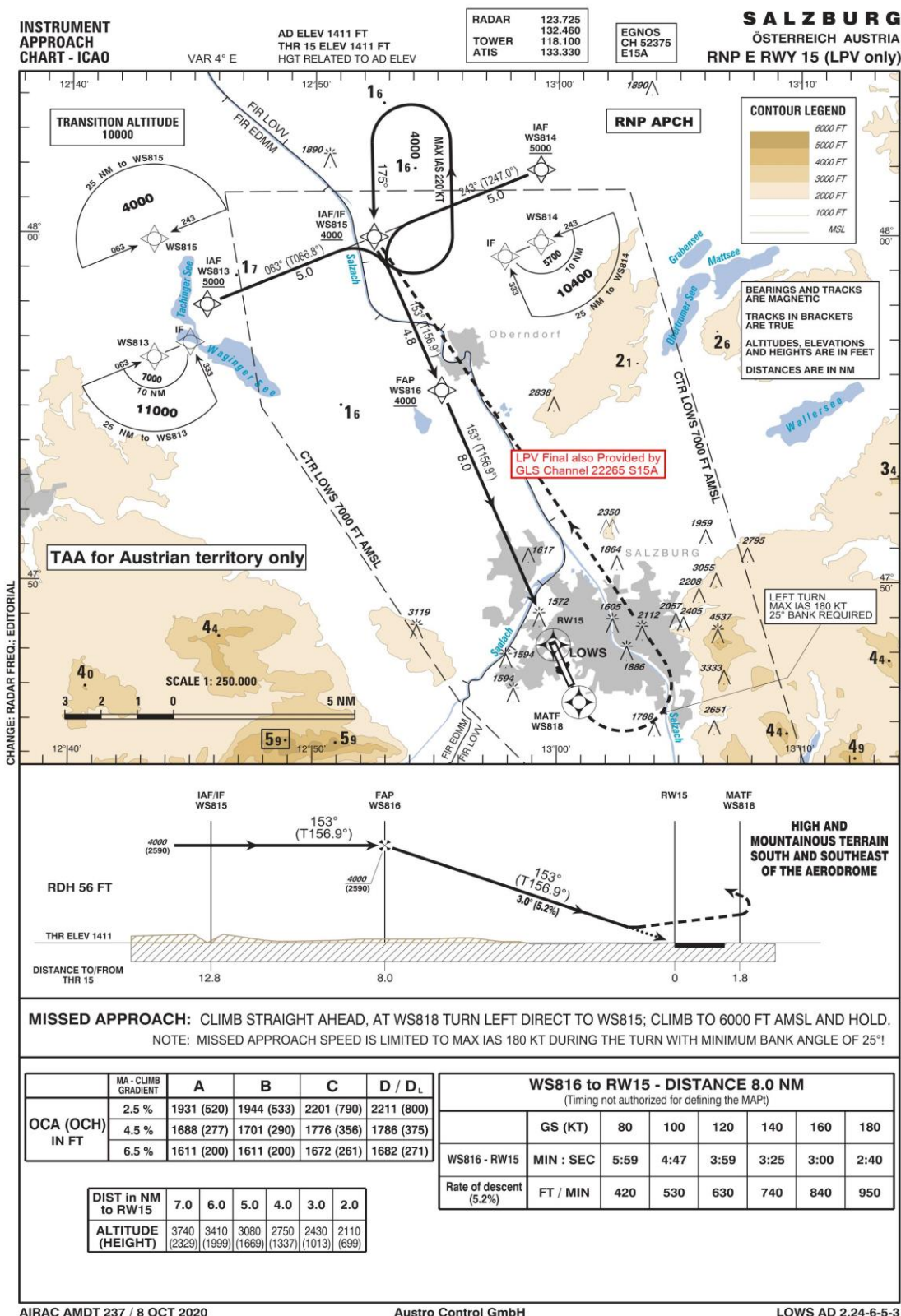
Abbildung 2:  
Neue  
GLS-  
Karte  
für  
den



GLASS-Betrieb nach Salzburg nach der AIP LOWS RNP E 15-Karte

## ***RNP-Variante***

Die zweite Option ist eine RNP-Anflugkarte für den GLASS-Betrieb. Der Unterschied zwischen der veröffentlichten RNP E-Karte und der unseren ist das Bemerkungsfeld neben dem Final auf der Zeichnung. Dort steht, dass das LPV-Finale auch über einen GLS-Kanal bereitgestellt wird. Die entsprechende Kanalnummer und die Kennung sind im Bemerkungsfeld angegeben.(Abbildung 3)



RNP-Diagramm für LOWS RNP E 15 mit Informationen zur GLASS-Technologie.

## Betrieb und Aufgabenverteilung

Um das GLASS-Konzept berücksichtigen zu können, haben wir die Standardbetriebsverfahren für ein Airbus A320-Flugzeug angepasst, um die für die GLASS-Technologie einzigartigen Aktionen einzubeziehen. Wir haben uns für den A320 entschieden, weil es sich um eines der gängigsten Verkehrsflugzeuge handelt und bei Lufthansa Aviation Training ein A320 Full-Flight-Simulator mit GLS-Funktionen zur Datenextraktion zur Verfügung stand.

Hier stellen wir die Aufgabenverteilung der Crew für die beiden Varianten der GLASS-Nutzung vor. Die Tabellen in diesem Kapitel zeigen die Aufgaben, die die Flugbesatzung bei der Verwendung von GLASS in einer A320 durchführen muss. Die Tabellen beginnen mit der Vorbereitung des Anflugs und enden bei der Mindestsinkflughöhe, bei der die Piloten entscheiden müssen, ob sie die Landung fortsetzen oder das Fehlanflugverfahren einleiten wollen.

Kommerzielle Transportflugzeuge wie der A320 werden routinemäßig von zwei Piloten geflogen. Beide können das Flugzeug fliegen und haben die gleichen Steuerungsmöglichkeiten auf ihrer jeweiligen Seite. Die Aufgaben während des Fluges werden in der Regel auf den fliegenden Piloten (PF) und den überwachenden Piloten (PM) aufgeteilt. Der PF steuert die Flugbahn des Flugzeugs direkt, entweder manuell, über die Steuerungsschnittstelle oder mit Hilfe des Autopiloten. Der PM hingegen führt die Aufgaben aus, die den Flugweg nicht direkt beeinflussen, wie die Kommunikation mit der Flugsicherung und das Lesen der Checklisten. Da beide Piloten für beide Aufgaben ausgebildet sind, wechseln sie in der Regel nach jedem Flug die Rollen.

### GLS

Bei einem Anflug mit einer GLS-Anflugkarte kann die Besatzung die Standard-GLS-Verfahren verwenden, die sie während ihrer Ausbildung gelernt hat, bei der das GLS wie ein ILS geflogen wird. Der Unterschied für die Flugbesatzungen ist im Vergleich zu ILS sehr gering, da die Avionik des Flugzeugs GLS-Abweichungen auf die gleiche Weise anzeigt wie ILS-Abweichungen und das System die richtigen Einstellungen auswählt, wenn der Anflug in das Flight Management System (FMS) geladen wird.

Die Aufgaben, die die Besatzung für den Anflug erfüllen muss, sind in chronologischer Reihenfolge in Tabelle 1 aufgeführt. Die Aufgaben, die speziell für den GLS-Anflug gelten, sind fett und kursiv dargestellt. Tabelle 1 ist in drei Teile unterteilt, um die drei verschiedenen Situationen während des Anflugs hervorzuheben, in denen die aufgeführten Aufgaben ausgeführt werden.

Besonders wichtig ist die Überprüfung der richtigen Kanalnummer und Kennung. Die Kanalnummer wird vom Flugzeug automatisch eingestellt, um den Empfang des GLS-Signals zu ermöglichen. Die Kennung ist Teil dieses Signals und wird bei Empfang auf den primären Fluganzeigen angezeigt. Durch den Vergleich der empfangenen Kennung mit der auf der Karte angezeigten Kennung prüft die Besatzung, ob das gewünschte Signal empfangen wird.

**Tabelle 1: Aufgabenliste für den Pilotenflug und die Pilotenüberwachung während eines Anflugs mit GLASS-Technologie und GLS-Betrieb. ( [13] abgeleitet vom A320 Quick Reference Handbook [14])**

<b>Aufgaben für Pilot Flying</b>	<b>Aufgaben für die Pilotüberwachung</b>
<b>VORBEREITUNG AUF DEN ABSTIEG</b>	
Bereiten Sie Navigationskarten vor.	Wetter- und Landeinformationen einholen
Bestätigen Sie die Landeleistung	Nav-Karten vorbereiten
<b>GLS-Ansatz in FMS einfügen</b>	Landeleistung prüfen
<b>GLS Minimum einstellen</b>	<b>Überprüfen Sie den korrekten Anflugsatz</b>
Landeerhöhung prüfen	<b>GLS Minimum einstellen</b>
Stellen Sie Autobrake als erforderlich ein	
Anflugbesprechung durchführen	
Terrain auf dem Navigationsdisplay nach Bedarf einstellen	Terrain auf dem Navigationsdisplay nach Bedarf einstellen
Weterradar nach Bedarf einstellen	
	Anti-Eis-System nach Bedarf einstellen
	Abstiegsgenehmigung einholen

Freigegebene Höhe im Flugsteuerungsgerät einstellen

## DESCENT

---

Bildschirmabstieg

Barometrische Referenz bei Freigabe für eine Höhe einstellen und gegenprüfen

Barometrische Referenz bei Freigabe für eine Höhe einstellen und gegenprüfen  
ECAM-Status prüfen

Landescheinwerfer und Anschallzeichen beim Überflug von 10.000 ft einschalten

Drücken Sie die Taste Landing System auf dem EFIS-Bedienfeld

Drücken Sie die Taste Landing System auf dem EFIS-Bedienfeld

**Überprüfen Sie die korrekte Kanalnummer und Kennung**

Vollständige Anflug-Checkliste

Vollständige Anflug-Checkliste

## FLUGZEUGKONFIGURATION FÜR DEN ANFLUG

---

Bei Erstanflug Flugplansequenzierung anpassen

Ca. 15 NM vor dem Touchdown Aktivieren Sie die Anflugphase

Managed Speed prüfen

Flugbahn überwachen und bei Bedarf anpassen  
Wetterradar nach Bedarf einstellen

Navigationsgenauigkeit überwachen

Anflugfreigabe bei Empfang zurücklesen

Drücken Sie die Annäherungstaste auf der FCU

**Prüfen Sie LOC und GS Bewaffnet**

**Aufruf von LOC beim Abfangen von GLS**

LOC\*

**Prüfen Sie den korrekten seitlichen Abschnitt des Anfluges**

**Prüfen Sie den korrekten seitlichen Abschnitt des Anfluges**

**Abruf GS beim Abfangen von GLS GS\***

**Prüfen Sie den korrekten vertikalen Schnittpunkt des Anfluges**

**Prüfen Sie den korrekten vertikalen Schnittpunkt des Anfluges**

Go Around Höhe einstellen

Bei Grüner-Punkt-Geschwindigkeit Klappen 1 anordnen

S Geschwindigkeit prüfen

Klappen 2 bestellen Minimum 2000ft AGL

F Geschwindigkeit prüfen

Fahrwerk ausfahren, wenn Klappen 2 sind

Wählen Sie Klappen 1 bei Bestellung

Wählen Sie Klappen 2 bei der Bestellung

Wählen Sie bei der Bestellung Fahrwerkshebel unten

Bestätigen Sie Auto-Bremse

Arm Boden Spoiler

Außenlichter einstellen

Bestellen Sie Landeklappen 3, wenn das Fahrwerk ausgefahren ist.

Wählen Sie bei der Bestellung Klappen 3

Bestellen Sie Klappen VOLL, wenn Klappen 3 sind

ECAM Rad Seite prüfen

Wählen Sie bei der Bestellung Klappen FULL

Geschwindigkeitsziel prüfen

Prüfen Sie Auto Thrust auf Speed Mode oder Off

Stow Schiebetisch	Schalten Sie das Wing Anti Ice System aus, wenn es nicht benötigt wird. Stow Schiebetisch
Empfang des Kabinenberichts	Check Landing Memo kein Blau im ECAM-Display Empfang des Kabinenberichts Kabinenpersonal beraten
Vollständige Checkliste für die Landung Rufen Sie jede Flugmodus-Anzeigeänderung auf	Vollständige Checkliste für die Landung Flugparameter überwachen
<b>Fortfahren oder Umkehren bei GLS Minimum</b>	Überwachen Sie Einhundert oben und Mindestanforderung

## RNP-Variante

Wenn Sie die RNP-Variante des Anflugs fliegen, laden die Piloten den RNP-Anflug aus dem FMS. Normalerweise wählt die Avionik des A320-Flugzeugs die erforderlichen Navigationshilfen automatisch aus und stellt sie ein. Da für einen RNP-Anflug keine bodengestützte Infrastruktur erforderlich ist, stellt das FMS natürlich auch keine bestimmte Navigationshilfe automatisch ein. Daher kann das System die erforderliche GLS-Kanalnummer und den eingehenden Kurs nicht automatisch einstellen, um das GLASS-GLS-Signal zu verwenden. Die manuelle Eingabe des GLS-Kanals durch den Piloten in das FMS wird auf dem PFD angezeigt, aber vom Flugführungsrechner ignoriert.

Dies führt zu den größten Unterschieden im Betrieb. Die Backup-Abstimmung muss verwendet werden, um den Empfang und die Nutzung des GLS-Signals im Flugführungscomputer von A320-Flugzeugen zu ermöglichen. Die Piloten müssen die Backup-Abstimmung des GLS auf dem COM/NAV-Bedienfeld auf dem Mittelpodest manuell einschalten und während eines Anflugs mit GLASS und einem vom FMS geladenen RNP-Anflug die richtige Kanalnummer und den Anflugkurs auf diesem Bedienfeld auswählen. Alle Unterschiede in der Bedienung durch die Besatzung sind in Tabelle 2 aufgeführt.

**Tabelle 2: Aufgabenliste für den Pilotenflug und die Pilotenüberwachung während eines Anflugs mit GLASS-Technologie und RNP-Betrieb. ([13], abgeleitet vom A320 Quick Reference Handbook [14])**

<b>Aufgaben für Pilot Flying</b>	<b>Aufgaben für die Pilotüberwachung</b>
<b>VORBEREITUNG AUF DEN ABSTIEG</b>	
Bereiten Sie Navigationskarten vor. Bestätigen Sie die Landeleistung <b>RNP-Anflug in FMS einfügen</b> <b>Abstimmen der GLS-Kanalnummer</b> <b>Inbound-Kurs auswählen</b> <b>LPV Minimum einstellen</b> Landeerhöhung prüfen <i>Fortsetzung wie in Tabelle tbl. 3.1 gezeigt</i>	Wetter- und Landeinformationen einholen Nav-Karten vorbereiten Landeleistung prüfen <b>Überprüfen Sie den korrekten Anflugsatz</b> <b>Abstimmen der GLS-Kanalnummer</b> <b>Inbound-Kurs auswählen</b> <b>LPV Minimum einstellen</b>
<b>DESCENT</b>	
<i>Wie in Tabelle tbl. 3.1 gezeigt</i> Drücken Sie die Taste Landing System	Drücken Sie die Taste Landing System <b>Überprüfen Sie die korrekte Kanalnummer und Kennung</b>
Vollständige Anflug-Checkliste	Vollständige Anflug-Checkliste
<b>FLUGZEUGKONFIGURATION FÜR DEN ANFLUG</b>	
<i>Wie in Tabelle tbl. 3.1 gezeigt</i> Drücken Sie die Annäherungstaste auf der FCU	

**Prüfen Sie LOC und GS Bewaffnet**  
**Aufruf von LOC beim Abfangen von GLS**

LOC\*

**Prüfen Sie den korrekten seitlichen Abschnitt des Anfluges**

**Abruf GS beim Abfangen von GLS GS\***

**Prüfen Sie den korrekten vertikalen Schnittpunkt des Anfluges**

Go Around Höhe einstellen

Wie in Tabelle tbl. 3.1 gezeigt

Rufen Sie jede Flugmodus-Anzeigeänderung auf  
**Fortfahren oder Umkehren bei LPV Minimum**

**Prüfen Sie den korrekten seitlichen Abschnitt des Anfluges**

**Prüfen Sie den korrekten vertikalen Schnittpunkt des Anfluges**

Flugparameter überwachen

Überwachen Sie Einhundert oben und den Mindestanruf

---

## **Simulator-Studie**

Um die verschiedenen oben beschriebenen Varianten zu bewerten, haben wir eine Simulatorstudie in einem Airbus 320 CAE7000XR Typ Full-Flight zertifizierten Level D Simulator durchgeführt. Ziel der Studie war es, die Variante der Darstellung und Bedienung zu finden, die das höchste Maß an Sicherheit erzeugt. Sicherheit spielt in der Luftfahrt die wichtigste Rolle, kann aber nicht einfach gemessen werden. Um die Sicherheit im Simulator zu bewerten, haben wir die geflogenen Strecken für eine spätere Analyse aufgezeichnet und die Aufgabenbelastung der Flugbesatzungen gemessen [13].

Für jeden veröffentlichten Anflug muss vor der Veröffentlichung eine Hindernisbeurteilung durch den Verfahrensentwickler durchgeführt werden. Auf diese Weise stellt der veröffentlichte Track sicher, dass Hindernisse und Gelände für anfliegende Flugzeuge frei sind. Für jedes Segment des Anflugs wird bei der Planung des Anflugs eine Cross-Track-Toleranz (XTT) berücksichtigt. Diese XTT beträgt 1,9 km während des Anfangsanflugs und des Zwischenanflugs und reduziert sich auf 556 m im Endanflug bei einem RNP-LPV-Anflug [15]. Natürlich kann die Geländefreiheit nicht garantiert werden, wenn weiter von der veröffentlichten Strecke abgewichen wird. Daher müssen der Pilot und das Flugzeug die Abweichung vom gewünschten Track so gering wie möglich halten.

Der Cross-Track-Fehler wird von mehreren Faktoren beeinflusst. Die größten Auswirkungen haben die Eingaben des Piloten und des Autopiloten, wobei diese Eingaben selbst von verschiedenen Faktoren beeinflusst werden. Die Eingaben des Autopiloten werden hauptsächlich von den Eingangssignalen beeinflusst, wie z.B. der Abweichung vom gewünschten Kurs, die im Multi-Mode-Empfänger (MMR) des Flugzeugs berechnet wird. Ob der Autopilot diesem Signal folgt, hängt auch von dem aktiven Modus und dem geladenen Pfad im FMS ab. Da sich diese zwischen der RNP- und der GLS-Variante unterscheiden, kann die Abweichung vom Cross Track unterschiedlich sein. Ein weiterer Grund für unterschiedliche Abweichungen sind die Eingaben der Piloten zur Steuerung der Modi des Autopiloten. Da sich die Betriebsverfahren für die Flugbesatzung zwischen den beiden Varianten unterscheiden, kann es schließlich zu einem unterschiedlichen Verhalten bei Cross-Track-Fehlern kommen.

Neben der Abweichung von der Ideallinie ist auch die Arbeitsbelastung der Besatzung ein Faktor, der die Sicherheit beeinflusst. Eine optimale Leistung der Flugbesatzung kann mit Aufgaben erreicht werden, die nicht überfordern, aber auch nicht unterfordern [16]. Da die Arbeitsbelastung während eines Standardanflugs ausreicht, um sicherzustellen, dass die Besatzung nicht unterfordert ist [17], liegt der Schwerpunkt darauf, die Besatzungen während der Anflüge mit den in diesem Manuskript betrachteten Operationen nicht zu überfordern. Folglich wird eine geringe Aufgabenbelastung angestrebt.

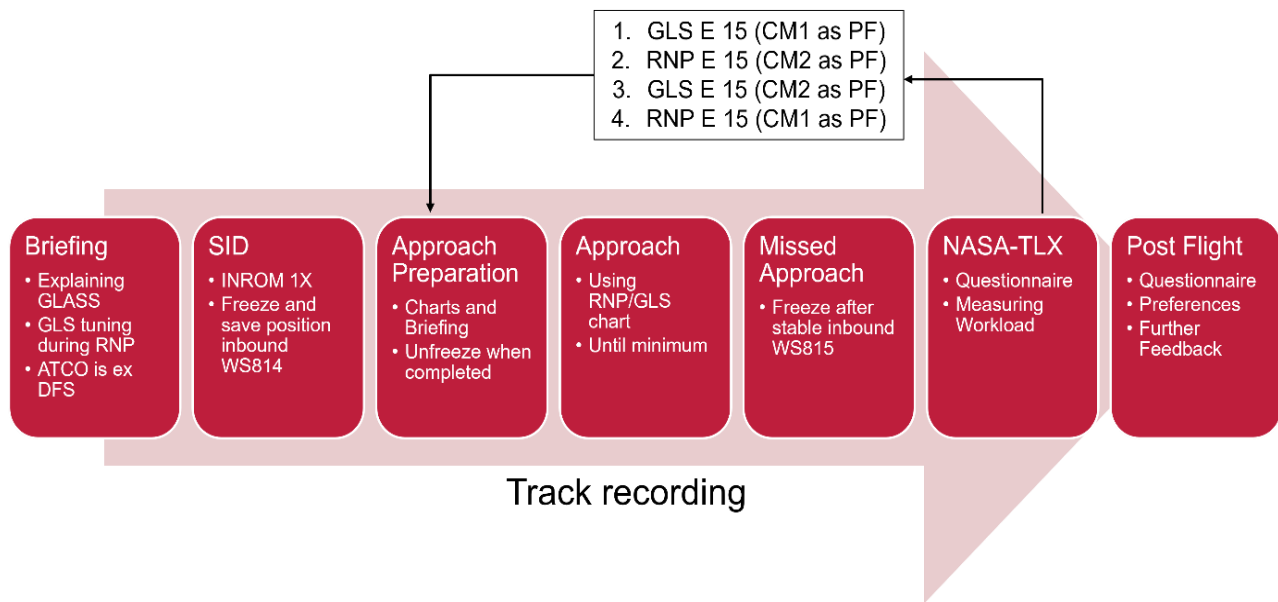
Die Studie wurde mit zwei professionellen Flugbesatzungen durchgeführt. Wir haben uns darauf beschränkt, einen Simulatorplatz mit einer Dauer von vier Stunden zu buchen, was zwei Stunden pro Crew von zwei Piloten bedeutet. Aufgrund der hygienischen und sozialen Distanzierungsvorschriften während der Pandemiesituation im Herbst 2020, als die Studie stattfand, war dies auch die maximal zulässige Auslastung der Simulatoranlage. Daher konnte kein statistischer Signifikanztest für die gesammelten Daten durchgeführt werden. Andere Simulatorstudien zu ähnlichen Themen, bei denen jedoch eine statistische Analyse durchgeführt wurde, verwendeten mindestens 13-26 Piloten als Testpersonen [18][19][20].

Drei der Testpersonen verfügten über eine Airline Transport Pilot Licence (ATPL) und eine über eine Multi-Crew Pilot Licence (MPL). Die Flugerfahrung reichte von 1500 Flugstunden bis zum erfahrensten Piloten mit 16.000 Stunden.

Abbildung 4 zeigt den Ablauf der Simulatorstudie. Vor dem Betreten des Simulators wurden die Besatzungen in die GLASS-Technologie und die Einstellung des Back-up-Navigationspanels während der RNP-Anflüge eingewiesen. Während der Flüge hielten wir uns so nah wie möglich an die realen Trainingsszenarien. Der Flug jeder Crew begann mit einem Standard-Instrumentenabflug, gefolgt von mehreren Anflügen. Jeder Pilot flog beide Varianten als PF und PM, was zu insgesamt 4 Anflügen pro Crew führte.

Den Piloten stand es frei, den Autopiloten so zu benutzen, wie sie es bei einem Flug in einem echten Flugzeug ihrer Fluggesellschaft tun würden. Alle Piloten ließen den Autopiloten bis zu einem gewissen Punkt im Endanflug eingeschaltet. Ein ehemaliger Fluglotse der DFS übernahm die Aufgaben der Fluglotsen.

Während der Anflüge zeichneten wir die Strecke und die Höhe für eine spätere Analyse auf. Außerdem wurden die Teilnehmer gebeten, Fragebögen auszufüllen, um ihre Arbeitsbelastung und ihre Vorlieben zu erfahren.



**Abbildung 4: Abfolge der Ereignisse während der Simulatorstudie.**

## Fragebögen

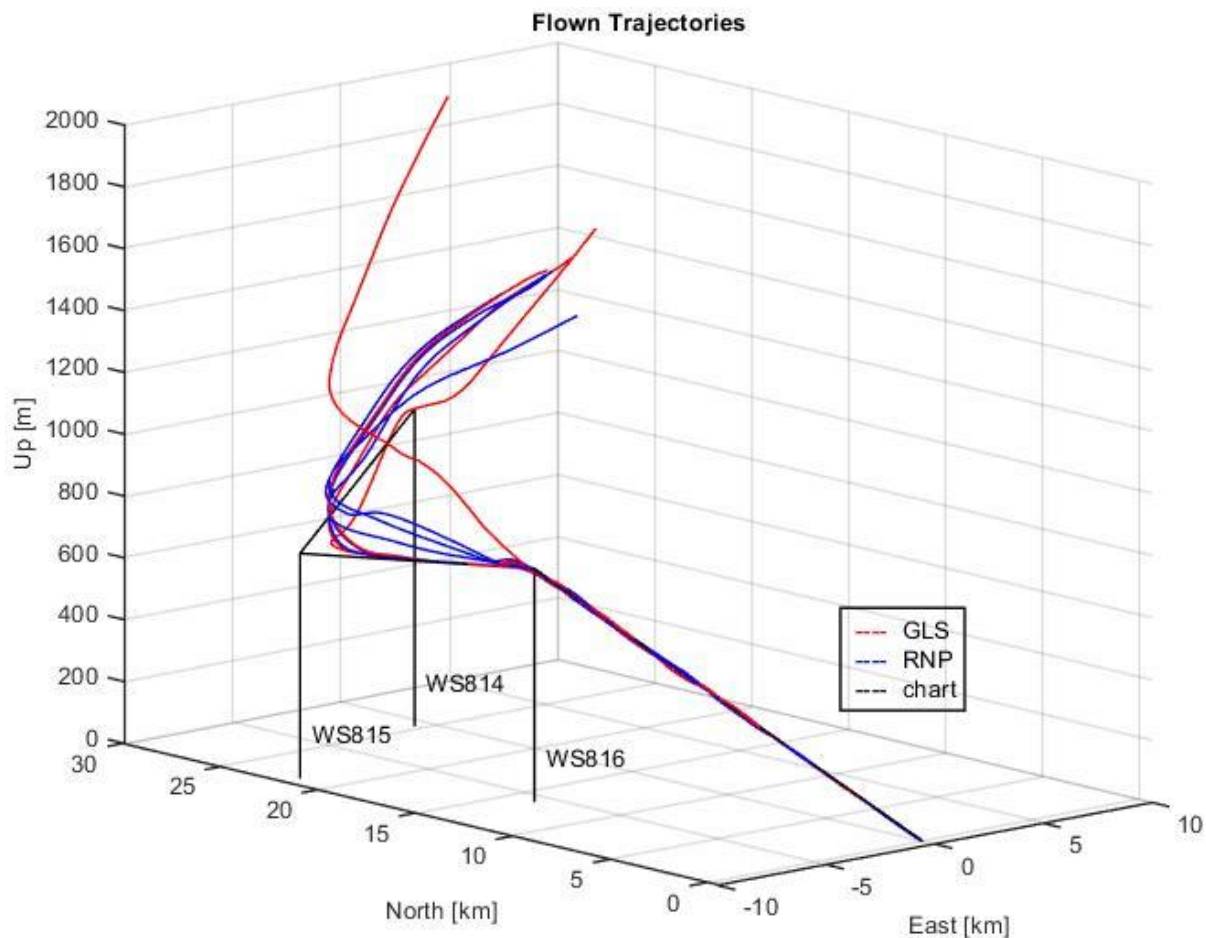
In der Studie haben wir zwei Arten von Fragebögen zur Bewertung der Ansatzvarianten verwendet, den NASA Task Load Index (NASA-TLX) und eine kundenspezifische Zufriedenheitsumfrage. Der NASA-TLX ist eine mehrdimensionale Skala, mit der die Arbeitsbelastung eingeschätzt werden kann. Sie besteht aus sechs Unterskalen, auf denen die Teilnehmer ihre Erfahrungen während der Aufgabe bewerten. Dieses Verfahren wurde von [21] entwickelt. Die sechs Unterskalen sind dort ebenfalls beschrieben. Die Ergebnisse der sechs Subskalen können nach dem ursprünglich mit dem NASA-TLX veröffentlichten Verfahren gewichtet werden, um die individuelle Wahrnehmung der Arbeitsbelastung zu berücksichtigen. Hier waren wir nur an der Gesamtbelastung der Aufgabe interessiert und haben daher auf eine Gewichtung der Ergebnisse verzichtet [22]. Jeder Pilot füllte einen NASA-TLX-Fragebogen aus, nachdem jeder einzelne Anflug abgeschlossen war, um die Arbeitsbelastung für die verschiedenen Varianten zu bewerten.

Der zweite Fragebogen wurde von den Teilnehmern ausgefüllt, nachdem die Simulatorsitzung abgeschlossen war. Hier fragten wir die Teilnehmer nach ihrem persönlichen Wohlbefinden während der verschiedenen Annäherungsvarianten und nach ihrer Meinung darüber, welche Version fehleranfälliger ist und welche Option ihrer Meinung nach die übersichtlichere Darstellung hat. Außerdem erkundigten wir uns, welche Version die Teilnehmer für eine operative Umsetzung bevorzugen würden. Der persönliche Komfort wurde auf einer Skala von 0-100 bewertet und bei jeder der anderen Fragen konnten die Teilnehmer zwischen den Optionen GLS und RNP wählen. Als dritte Option wurde 'No Difference' (kein Unterschied) hinzugefügt, falls die Teilnehmer keine Unterschiede feststellen konnten. Außerdem enthielt der Fragebogen nach dem Flug Felder für ein offenes Feedback der Teilnehmer.

## Ergebnisse der Leistungsdaten

Abbildung 5 zeigt die während der Simulatorstudie geflogenen Flugbahnen. Die GLS-Anflüge, die in einer höheren und niedrigeren Höhe als die anderen beginnen, sind das Ergebnis eines Kommunikationsfehlers. Die erste Crew war sich nicht bewusst, dass sie für die Sinkflugplanung verantwortlich war. Als dies festgestellt wurde und die Besatzung über ihre eigene Verantwortung informiert wurde, leitete sie sofort einen Sinkflug ein. Obwohl sie im Vergleich zu den anderen Anflügen ein höheres Profil hatten, fühlten sie sich zu Recht zuversichtlich, die erforderliche Höhe zu erreichen. Die zweite Besatzung wurde über ihre eigene Verantwortung bei der Planung des Sinkfluges informiert und war daher sehr vorsichtig. Das führte zu einem Anflug, der niedriger war als die anderen. Abgesehen davon konnten keine weiteren großen Unterschiede in den Flug-

bahnen festgestellt werden.



**Abbildung 5.1:** Während der Simulatorstudie geflogene Trajektorien. Die blauen Trajektorien wurden mit der RNP-Variante geflogen. Rot zeigt die Anflüge, die mit der GLS-Karte geflogen

wurden.

Abbildung 5 zeigt die seitliche Abweichung von der Verbindungslinie zwischen den Wegpunkten WS815, WS816 und der Landebahnschwelle. Die X-Achse zeigt die Entfernung von der Landebahnschwelle in Kilometern an. Sie beginnt bei 2 km, da die Besatzungen einen Fehlanflug einleiteten, als sie die Entscheidungshöhe in etwa 2,2 km Entfernung von der Landebahn erreichten. Die Abweichung während des Fehlanflugverfahrens war nicht Teil unserer Studie. Bei 14,3 km zeigt eine schwarze vertikale Linie die Position von WS816 in Bezug auf die Landebahn an. Abweichungen in Flugrichtung nach rechts werden als negative Abweichungen dargestellt. Positive Werte auf der y-Achse zeigen eine Abweichung nach links von der idealen Flugbahn an.

Die große Abweichung auf der anderen Seite von WS816 ist eine Folge des Vorbeiflug-Wegpunkts WS815. Bei solchen Wegpunkten muss das Flugzeug vor dem Erreichen des Punktes abbiegen, um den Weg zum folgenden Wegpunkt abzuschneiden. Das FMS des Flugzeugs berechnet die Wende und befiehlt dem Autopiloten oder dem Flight Director, diese zu fliegen.

In Abbildung 6 sind die Abweichungen während der RNP-Variante in blau dargestellt, während die Abweichungen während der Anflüge mit der GLS-Variante in rot dargestellt sind. Bei der RNP-Variante verringert sich die

Abweichung nach dem Abbiegen schnell auf etwa 7 m. Danach dauert es etwa 5 km, bis die Abweichung auf fast Null sinkt. Bei den RNP-Varianten wurde kein Überschwingen festgestellt.

Die resultierenden Kurven während der GLS-Variante zeigen kein so einheitliches Bild. Bei zwei dieser Anflüge nahm die Abweichung langsamer ab als bei den RNP-Varianten, ging aber kontinuierlich auf Null zurück und blieb dort. In den anderen beiden Fällen nimmt die Abweichung nicht kontinuierlich ab, sondern stagniert bzw. steigt leicht an, bevor sie wieder abnimmt und den idealen Track schneidet. Bei zwei Anflügen mit GLS-Betrieb wurde ein Überschwingen aufgezeichnet.

Wir konnten den Grund für das abweichende Verhalten im GLS-Betrieb nicht zweifelsfrei feststellen, aber es wird vermutet, dass die FMS-Berechnung der Kurve dafür verantwortlich ist. Außerdem haben wir die Geschwindigkeit während des Anflugs aufgezeichnet und verwenden sie zur Erklärung dieses Verhaltens. Wir können die leichte Zunahme der Abweichung so erklären, dass die Abbremsung zu diesem Zeitpunkt stattfand und zu einem für die Geschwindigkeit zu großen Neigungswinkel führte, da die Kurve mit der Geschwindigkeit vor der Einleitung der Kurve berechnet wurde. Das FMS erkennt dann die Abweichung und korrigiert sie. Es konnte nicht überprüft werden, ob dieses Verhalten für den Anstieg verantwortlich ist, da die genauen Algorithmen, die das FMS verwendet, nicht öffentlich zugänglich sind.

Eine andere mögliche Erklärung ist, dass das FMS bei einem GLS-Anflug erwartet, dass es der Localizer-Abweichung nach dem Abfangkurs folgt und daher die Wende nicht vorwegnimmt, sobald sich das Flugzeug auf dem Abfangkurs befindet. Bei einem RNP-Anflug berechnet und steuert das FMS die Wende zum Endanflug genauso wie jede andere Wende. Wenn Sie sich auf dem Localizer-Abfangkurs befinden, übernimmt der entsprechende Abfangmodus (LOC\*), ohne dass das Flugzeug eine Wende vorwegnimmt.

Nach dem Abfangen des gewünschten Kurses weicht ein Anflug mit der RNP-Variante 10 m nach rechts vom Kurs ab. Diese Abweichung ist wahrscheinlich auf das manuelle Fliegen des jeweiligen Piloten zurückzuführen. Abgesehen davon haben wir nach dem Abfangen keine Unterschiede zwischen den Varianten festgestellt. Da sich das Autoflight-System in dieser Phase im gleichen Modus (LOC GS) befindet und sich auch die Aufgaben der Besatzungen nicht unterscheiden, wurde in dieser Phase kein signifikanter Unterschied erwartet. Während eines GLS-Anflugs beträgt die maximale seitliche Abweichung, die ein Flugzeug bei einem Minimum von 356 Fuß Höhe haben darf, während es noch die vollen vertikalen Toleranzen hat, 58 m [15]. Dies ist der Punkt mit der geringsten XTE-Toleranz. Die aufgezeichneten Werte von bis zu 10 m in 10 km Entfernung liegen deutlich unter dieser Grenze.

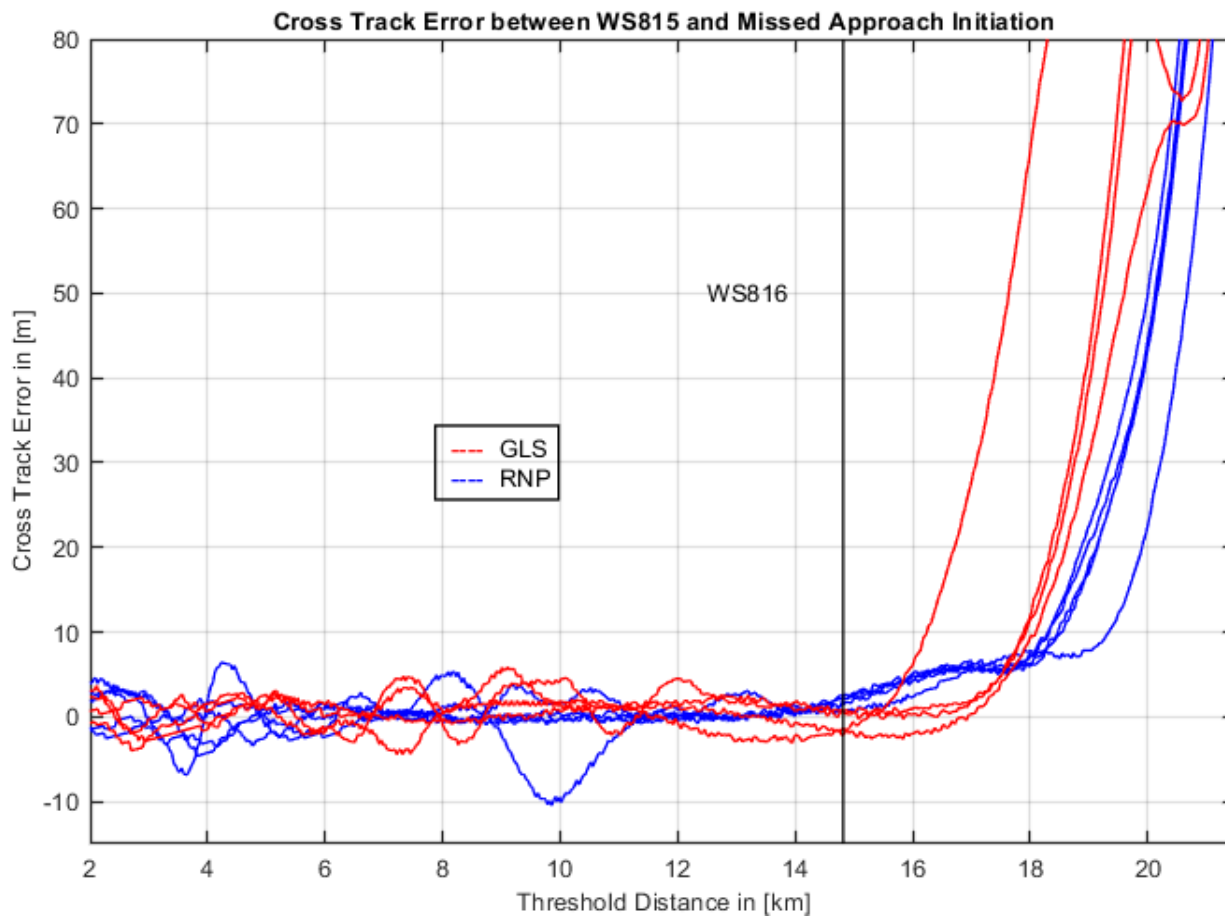


Abbildung 6: Cross Track Error während der Simulatorflüge zwischen den Wegpunkten

### WS815 und der Einleitung des Fehlanflugverfahrens.

Die Analyse der anderen Schenkel, der vertikalen Abweichung und der Geschwindigkeit ergab keinen Zusammenhang zwischen der Kartenvariante und der Art des Betriebs und der möglichen Abweichungen. Daher ist keine Option der anderen eindeutig überlegen, aber während des Abfangens führte die RNP-Variante zu weniger Überschwingen und zu einem kontinuierlichen Abfangen.

### Fragebogen nach dem Flug

Nach dem letzten Anflug und dem letzten NASA-TLX-Fragebogen baten wir die Teilnehmer, den Post-Flight-Fragebogen auszufüllen. In diesem Fragebogen gaben alle Teilnehmer an, dass sie sich während der GLS-Variante des Anflugs wohler fühlten, wie in Abbildung 7 dargestellt. Die Werte sind bei den einzelnen Piloten sehr unterschiedlich. Ein Pilot bewertete seinen Komfort während der GLS-Variante mit etwa 90 auf einer Skala von 0-100 und während der RNP-Variante mit weniger als einem Drittel davon. Ein Pilot hingegen empfand bei beiden Varianten fast den gleichen Komfort mit einem Unterschied in der Bewertung von etwa 5.

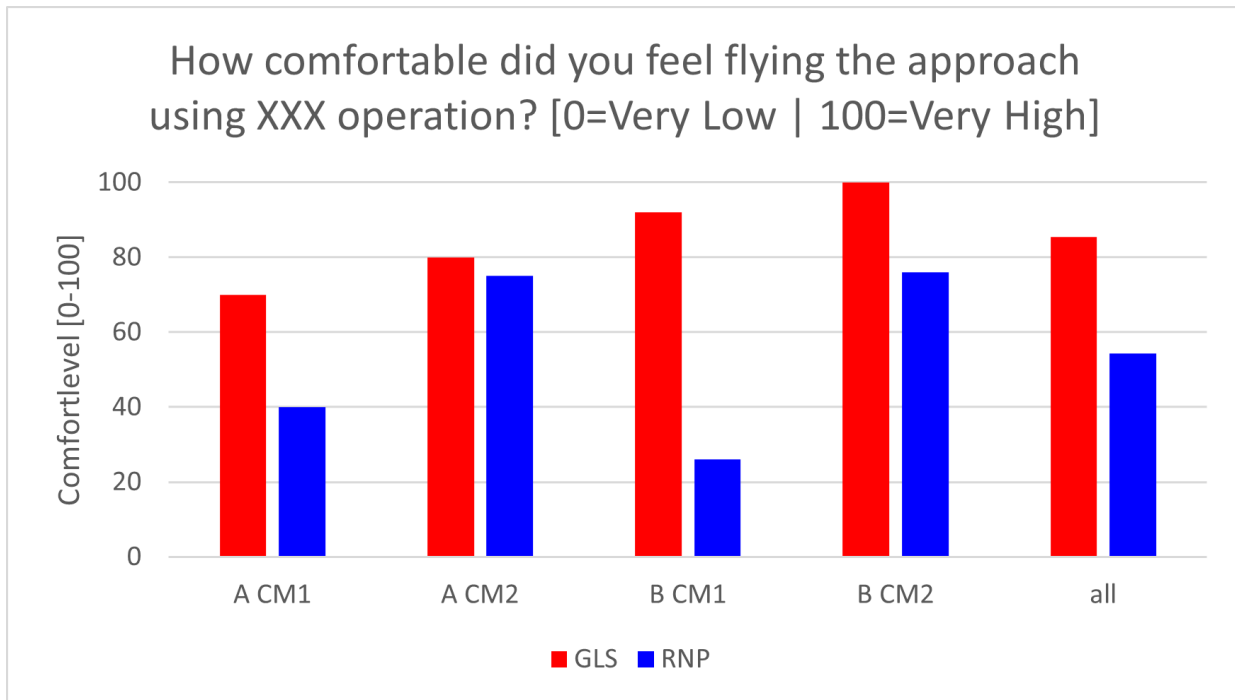


Abbildung 7: Persönlicher Komfort - Ergebnisse des Fragebogens nach dem Flug.

Bei der

Frage, welche Variante fehleranfälliger ist, wählte die Hälfte der an der Studie teilnehmenden Piloten beide Varianten. Daher lässt sich aus den Antworten auf diese Frage kein Vorteil für eine der beiden Varianten ableiten. Die Ergebnisse zu den Fragen nach der übersichtlicheren Darstellung und der persönlichen Präferenz der Teilnehmer fielen mit drei von vier und vier von vier sehr deutlich zugunsten der GLS-Variante aus.

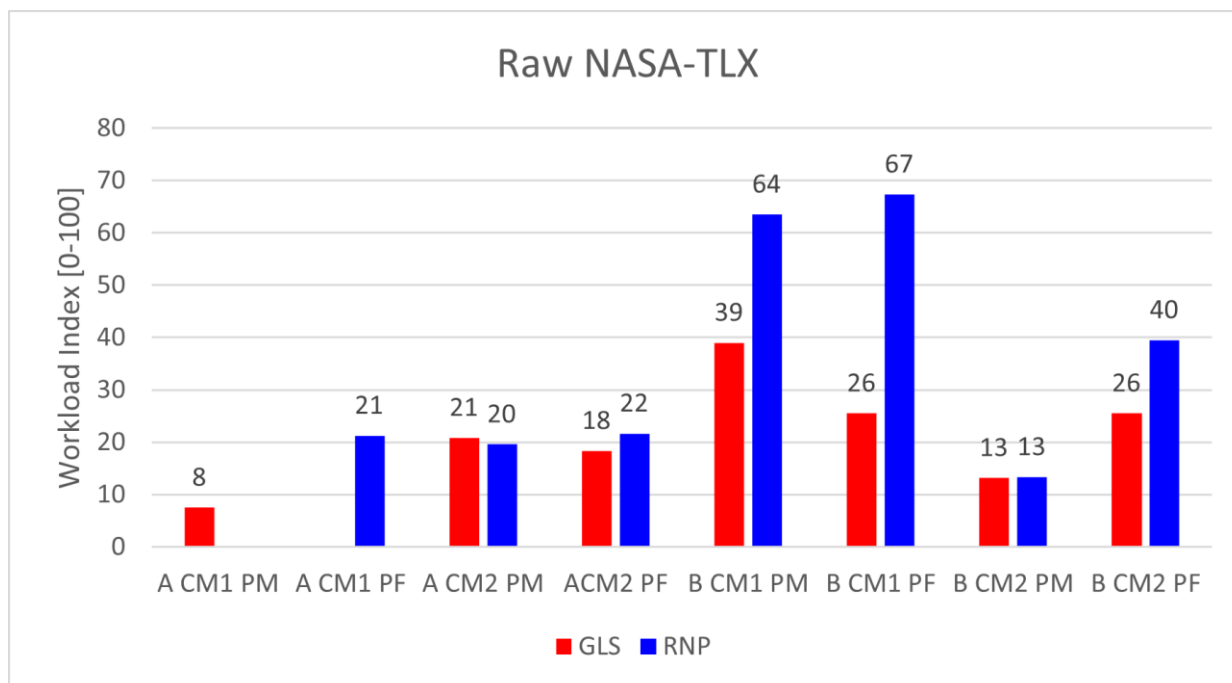
Außerdem enthielt der Fragebogen nach dem Flug ein Feld für ein offenes Feedback der Teilnehmer. Dieses Feedback bezog sich auf die Art und Weise, wie die Abstimmung des GLS während der RNP-Version des Anflugs durchgeführt wurde. Die Teilnehmer kritisierten diese Art der Abstimmung und empfahlen sie nicht, da sie das Gefühl hervorruft, sich in einer nicht normalen Situation zu befinden. Die Ergebnisse dieses Fragebogens deuten darauf hin, dass die GLS-Variante die bessere Option für die Implementierung von GLASS ist, aber es ist möglich, dass die Ergebnisse stark durch das "nicht normale" Gefühl der Crews während des Backup-Tunings beeinflusst werden. Die Art der Abstimmung könnte den persönlichen Komfort während der Anflüge und damit die Präferenz der Teilnehmer stark beeinflussen.

## NASA-TLX Fragebogen

Um die Arbeitsbelastung der Crews zu beurteilen, haben wir die von jedem Teilnehmer angegebenen TLX-Werte für die verschiedenen Varianten miteinander verglichen. Insgesamt variieren die gemeldeten Werte wieder sehr stark zwischen den einzelnen Piloten. Während ein Teilnehmer eine erfahrene Arbeitsbelastung von bis zu 67 von 100 angab, berichtete ein anderer Pilot einen Maximalwert von 22. Dieser Unterschied und die geringe Anzahl der Teilnehmer an der Studie führten zu der Entscheidung, keine Durchschnittsergebnisse zu verwenden, sondern die beiden Varianten für jeden Piloten einzeln zu vergleichen. Abbildung. 8 zeigt die Ergebnisse des rohen NASA-TLX, der sich aus dem Mittelwert der Teilskalenberichte der einzelnen Teilnehmer errechnet.

Es ist zu erkennen, dass die RNP für alle PFs und zwei PMs eine höhere Arbeitsbelastung erzeugt, wovon eine für beide Varianten fast gleich ist. Auf der anderen Seite hatte nur ein Teilnehmer während der GLS als PM eine höhere Arbeitsbelastung. Auch wenn die Unterschiede in den Werten variieren, führte die RNP-Variante in den meisten Fällen zu einer höheren Arbeitsbelastung der Crew. Aufgrund eines Softwarefehlers gingen zwei Datensätze für die erste Crew verloren, so dass wir diese Daten nicht für den Vergleich verwenden konnten.

Ab-  
bil-  
dung  
8:  
RAW



### NASA-TLX Ergebnisse für jedes Besatzungsmitglied in beiden Rollen.

Da die Ergebnisse des Fragebogens nach dem Flug auf einen starken Einfluss des "nicht-normalen" Gefühls hinweisen, haben wir die Subskalen "Mentale Anforderung" und "Frustrationsgrad" des NASA-TLX überprüft. Diese Subskalen wurden ausgewählt, weil wir erwartet haben, dass der Stress, der aus der Tuning-Methode resultiert, prominent ist. Insbesondere die Werte für PF zeigen die erhöhte Arbeitsbelastung während der RNP-Variante für alle Piloten. Die Werte für die PM zeigen bei zwei Teilnehmern während der RNP-Variante größere Werte und bei einem Teilnehmer keinen Unterschied.

### Schlussfolgerungen

Die Kritik der Teilnehmer im Fragebogen nach dem Flug deutet darauf hin, dass die GLS-Variante die bessere Option für eine Kartendarstellung von Anflügen mit GLASS ist. Dies wird auch durch die anderen Ergebnisse der Fragebögen untermauert. Sowohl der NASA-TLX-Fragebogen mit seiner geringeren Arbeitsbelastung während der GLS-Variante, als auch der Post-Flight-Fragebogen mit den subjektiven Meinungen der Teilnehmer weisen auf die Überlegenheit der GLS-Variante hin. Diese Übereinstimmung in beiden Fragebögen könnte eine Folge der ungewöhnlichen Abstimmung und der Gefühle sein, die die Piloten mit dieser ungewöhnlichen Technik verbinden. Es ist daher möglich, dass die Arbeitsbelastung in einem anderen Flugzeugtyp, bei dem keine Backup-Tuning-Funktion verwendet werden muss, anders empfunden würde.

Die objektive Spuranalyse hingegen zeigte keinen Vorteil der GLS. Während des Abfangens der GLS-Variante zeigten zwei Spuren eine nicht-kontinuierliche Abnahme des XTE. Außerdem war die Konvergenzgeschwindigkeit des Flugzeugs mit der endgültigen Anflugspur bei den GLS-Varianten schneller, was dazu führte, dass zwei der Anflüge die ideale Spurlinie überflogen. Andererseits war die Verringerung des Cross-Track-Fehlers während der RNP-Variante des Anflugs in allen Fällen kontinuierlich und es wurde keine Überschreitung festgestellt. Keine dieser Abweichungen war jedoch sicherheitskritisch.

Insgesamt zeigt diese Studie, dass eine separate GLS-Karte für Anflüge mit der GLASS-Technologie zu einer geringeren Arbeitsbelastung für die Flugbesatzung eines Airbus A320 führt. Dies ist auch die Option, die die Piloten für die neue Technologie bevorzugen und mit der sie sich am wohlsten fühlen. Wir haben auch festgestellt, dass abgesehen von den Auswirkungen der Abstimmungsmethode die Ergebnisse der Variante mit einer modifizierten RNP-Karte nicht wesentlich schlechter sind.

Da kein neuer Anflug von der nationalen Flugsicherungsorganisation (ANSP) erstellt und veröffentlicht werden muss, dürfte die RNP-Variante aus Sicht der ANSP schneller und einfacher umzusetzen sein. Für die Veröffentlichung als GLS-Anflug müsste für das FAS eine völlig neue Hindernisbeurteilung durchgeführt werden, wie es die PANS-OPS vorschreiben.

Die Flugbesatzung könnte auch geschult werden, einen Anflug vom Typ GLS aus der Datenbank zu laden, wenn sie einen GLASS RNP-Anflug durchführt. Für das Beispiel Salzburg würde die Flugsicherung das Flugzeug für den RNP-E-Anflug freigeben. Die Flugbesatzung weiß aus dem Training, dass sie in diesem Fall den GLS-E laden muss, wenn sie das LPV-Minimum nutzen will. Wenn diese Technik angewandt wird, müssen die Sicherheitsauswirkungen der Diskrepanz zwischen den Anweisungen der Flugsicherung und dem Pilotenverfahren bewertet werden. Es würde zu einer geringeren Arbeitsbelastung im Cockpit führen, da keine Backup-Abstimmung erforderlich ist, erfordert aber eine maßgeschneiderte Datenbank für das FMS.

Wir empfehlen, dass nur speziell ausgebildete Piloten die RNP-Karte für Anflüge mit GLASS-Technologie in A320-Flugzeugen verwenden sollten, damit sie sich der unterschiedlichen Abstimmung und der höheren Aufgabenbelastung bewusst sind.

Es ist möglich, dass der Unterschied zwischen den Varianten deutlich geringer oder sogar nicht vorhanden ist, wenn ein anderer Flugzeugtyp für die Anflüge verwendet wird. Die Art und Weise der Abstimmung der erforderlichen Navigationshilfe unterscheidet sich zwischen den Herstellern und sogar zwischen verschiedenen Modellen. Außerdem kann die FMS-Berechnung der Kurven, die bei der GLS-Variante zu der höheren Abweichung führte, bei einem anderen Flugzeugtyp anders sein.

## Danksagung

Wir danken dem Bundesministerium für Wirtschaft und Energie für die Finanzierung des GLASS-Industrietransferprojekts unter der Förderungsnummer 20Q1933C. Außerdem möchten wir Ferdinand Behrend von Lufthansa Aviation Training für die Bereitstellung des Datenextraktionsdienstes für den Full Flight Simulator danken. Vielen Dank auch an die Flugbesatzungen für ihre Teilnahme und ihr Feedback. Diese Arbeit wurde als Masterarbeit von Janes Biernatzki unter der Aufsicht von Prof. Dirk Kuegler durchgeführt.

## Referenzen

- [1] "Handbuch für leistungsorientierte Navigation (PBN)". Internationale Zivilluftfahrt-Organisation; ICAO, Montreal, 2008.
- [2] T. Dautermann, "Civil air navigation using {gnss} enhanced by wide area satellite based augmentation systems," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 67, no. 0, pp. 51-62, 2014, doi: [10.1016/j.paerosci.2014.01.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.01.003).
- [3] T. Dautermann, M. Felux, and A. Grosch, "Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed," *GPS Solutions*, vol. 16, no. 3, pp. 375-387, 2012, doi: [10.1007/s10291-011-0239-3](https://doi.org/10.1007/s10291-011-0239-3).
- [4] T. Dautermann, "Civil air navigation using gnss enhanced by wide area satellite based augmentation systems," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 67, pp. 51-62, 2014, doi: [10.1016/j.paerosci.2014.01.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.01.003).
- [5] M. Felux, T. Dautermann, and H. Becker, "GBAS landing system - precision approach guidance after ILS," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 85, no. 5, pp. 382-388, Jan. 2013, doi: [10.1108/AEAT-07-2012-0115](https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115).
- [6] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, L. Ehmke, and M. Fermor, Eds., *GLS approaches using sbas: A sbas to gbas converter*. 2019. verfügbar: [http://www.atmseminarus.org/seminarContent/seminar13/papers/ATM\\_Seminar\\_2019\\_paper\\_1.pdf](http://www.atmseminarus.org/seminarContent/seminar13/papers/ATM_Seminar_2019_paper_1.pdf)
- [7] Radio Technical Commission for Aeronautics, "GNSS-based precision approach local area augmentation system (laas) signal-in-space interference control document (icd)".
- [8] Internationale Zivilluftfahrt-Organisation, "Anhang 10, Luftfahrttelekommunikation, Band 1 (Funknavigationshilfen), siebte Ausgabe, veröffentlicht im Juli 2018, in Kraft getreten am 8. November 2018", 2018.
- [9] G. K. Crosby et al., "A ground-based regional augmentation system (gras)-the australian proposal," in *Proceedings of the 13th international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ion gps 2000)*, 2000, S. 713-721.
- [10] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and E. Akkogiounoglou, "Benefits for greek regional airports through innovative approach technology using an lpv to gls converter: A case study for corfu and thessaloniki," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 36, no. 4, pp. 36-44, 2021, doi: [10.1109/MAES.2021.3050678](https://doi.org/10.1109/MAES.2021.3050678).

- [11] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, "Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an sbas to gbas converter," *GPS Solutions*, vol. 24, no. 2, p. 37, 2020, Available: <https://link.springer.com/article/10.1007/s10291-019-0947-7>
- [12] Internationale Zivilluftfahrt-Organisation, "Anhang 15 zum Abkommen über internationale Zivilluftfahrt - Luftfahrtinformationsdienste", 2013, verfügbar unter: <https://www.icao.int/NACC/Documents/Meetings/2014/ECARAIM/REF05-Annex15.pdf>
- [13] J. J. Biernatzki, "Operational Concept Development and Evaluation of Pilots Acceptance of the GLASS SBAS to GLS Converter", MS thesis, Technische Universität Braunschweig, 2021.
- [14] AIRBUS S.A.S, "DLR a318/a319/a320/a321 quick reference handbook." 2017.
- [15] International Civil Aviation Organization, "Doc 8168 Procedures for Air Navigation Services Aircraft Operations Volume II Construction of Visual and Instrument Flight Procedures". 2020.
- [16] D. de Waard, *The measurement of drivers' mental workload*. Haren, die Niederlande: Universität Groningen, Verkehrsforschungszentrum, 1996.
- [17] A. Alaimo, A. Esposito, C. Orlando, and A. Simoncini, "Aircraft pilots workload analysis: Heart rate variability objective measures and nasa-task load index subjective evaluation", *Aerospace*, vol. 7, no. 9, p. 137, 2020.
- [18] M. G. Mykityshyn, J. K. Kuchar und R. J. Hansman, "Experimental study of electronically based instrument approach plates," *The International Journal of Aviation Psychology*, vol. 4, no. 2, pp. 141-166, 1994, doi: [10.1207/s15327108ijap0402\\_3](https://doi.org/10.1207/s15327108ijap0402_3).
- [19] M. Yeh, J. Jaworski, and S. Chase, "Pilot perceptions on the integration of electronic flight bag information in new flight deck designs," *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, vol. 63, no. 1, pp. 91-95, 2019, doi: [10.1177/1071181319631335](https://doi.org/10.1177/1071181319631335).
- [20] N. C. M. van Zon, C. Borst, D. M. Pool, and M. M. van Paassen, "Touchscreens for Aircraft Navigation Tasks: Comparing Accuracy and Throughput of Three Flight Deck Interfaces Using Fitts' Law," *Human Factors*, vol. 62, no. 6, pp. 897-908, 2020, doi: [10.1177/0018720819862146](https://doi.org/10.1177/0018720819862146).
- [21] S. G. Hart, "NASA task load index (tlx): Papier- und Bleistiftpaket". NASA, Mofett Field, Kalifornien, 1986.
- [22] S. G. Hart, "Nasa-task load index (nasa-tlx); 20 years later," *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, vol. 50, no. 9, pp. 904-908, 2006, doi: [10.1177/154193120605000909](https://doi.org/10.1177/154193120605000909).

## **6.4. Vorteile für griechische Regionalflughäfen durch innovative Anflugtechnik mit einem LPV-GLS-Konverter: Eine Fallstudie für Korfu und Thessaloniki**

### **Abstrakt**

Erforderliche Navigationsleistungen sind eine kosteneffiziente und genaue Lösung für Instrumentenanflüge, insbesondere wenn sie mit einem Endanflugsegment kombiniert werden, das eine satellitengestützte Unterstützung nutzt. Flugzeuge der Transportkategorie sind jedoch derzeit nicht mit der satellitengestützten Erweiterung für die Präzisionsführung ausgestattet. Eine bestehende Konvertertechnologie kann dieses Endanflugsegment für Flugzeuge bereitstellen, die mit dem GPS-Landesystem ausgestattet sind. Als zusätzlicher Bonus ist dann nach dem vorgestellten Anflug eine automatische Landung nach Ermessen des Piloten möglich. Wir untersuchen hier die Flughäfen Thessaloniki und Korfu, die beide eine große Anzahl von Flugzeugen der Transportkategorie beherbergen und deren Bodeninfrastruktur stark eingeschränkt ist. Beide wurden kürzlich von der griechischen Flugsicherung mit RNP-Anflügen ausgestattet. Wir haben die satellitengestützte Erweiterung des GPS-Landesystemkonverters erfolgreich im Flug getestet und zeigen, dass beide Flughäfen von einer dauerhaften Installation eines solchen Systems profitieren könnten, da es weniger Umleitungen gibt.

### **Einführung**

In der jüngeren Vergangenheit hat sich die Navigation in der Luftfahrt langsam von einer bodengestützten Infrastruktur zur Nutzung von globalen Satellitennavigationssystemen (GNSS) entwickelt. Die Navigation mit Satellitensignalen basiert auf der Messung der Signallaufzeit vom Satelliten zum Empfänger, der Kenntnis der Satellitenposition und der anschließenden Triangulation [1]. Die ICAO hat den Bedarf an vergleichbaren Standards für die Satellitennavigation im Rahmen des Konzepts der leistungsorientierten Navigation (Performance Based Navigation, PBN) harmonisiert [2]. Hier werden die Leistungsanforderungen an das Navigationssystem für eine bordseitige Navigationsfähigkeit mit einem hohen Maß an Genauigkeit und Integrität festgelegt.

Für den Anflug auf Flughäfen unterscheidet die ICAO zwischen Nicht-Präzisionsanflügen (ohne vertikale Führung) und Präzisionsanflügen (mit vertikaler Führung). Präzisionsanflüge mit dreidimensionaler Führung zu einer bestimmten Landebahn können entweder durch traditionelle bodengestützte Landehilfen (d.h. ILS, MLS) oder durch GNSS-basierte Anflüge erreicht werden. Aufgrund von atmosphärischen Störungen und Rauschen in horizontaler Richtung ist eine Positionsauflösung jedoch nur mit einer Genauigkeit (95%) von einigen Metern möglich, abhängig von der Satellitengeometrie, und in vertikaler Richtung ist sie aufgrund des Fehlens von Signalen, die unterhalb des Empfängers entstehen, sogar noch schwächer. Aus diesem Grund müssen die GNSS-Signale verstärkt werden, um für Präzisionsanflüge auf Flughäfen verwendet werden zu können.

Im Allgemeinen gibt es zwei verschiedene Ergänzungssysteme, um die Integrität, Genauigkeit, Kontinuität und Verfügbarkeit der lateralen und insbesondere der vertikalen Navigation zu verbessern. Diese basieren auf Bodenstationen an festen und überwachten Standorten. Für das Ground Based Augmentation System (GBAS, [3]) befinden sich diese Referenzstationen auf dem jeweiligen Flughafen. Korrektur- und Integritätsdaten werden über eine VHF-Luftfahrtdatenverbindung bereitgestellt. Für das zweite System, das satellitengestützte Erweiterungssystem (SBAS) [4], [5] sind die Referenzstandorte über ein landesweites bis kontinentales Versorgungsgebiet verteilt und die Daten werden über einen Satelliten-Downlink bereitgestellt. Beide Systeme verwenden Final Approach Segment (FAS) Datenblöcke, um den Anflugtrichter zu beschreiben, über den sich die Flugzeuge der Landebahn nähern. Dieser Datenblock enthält alle notwendigen Informationen für die Avionik, um virtuelle Localizer- und Gleitpfadinformationen zu berechnen. Bei Verwendung von GBAS wird das System als GNSS Landing System GLS bezeichnet und der FAS-Datenblock wird am Flughafen über den VHF-Datenrundfunk bereitgestellt. Bei Verwendung von SBAS wird das Verfahren Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) genannt. Das LPV-Verfahren ist in der Regel als niedrigstes Minimum bei einem RNP-Anflugverfahren verfügbar [6], und der FAS-Datenblock wird von der Navigationsdatenbank des Flugmanagementsystems bereitgestellt. Die Korrekturinformationen und FAS-Daten sind für beide Systeme (GLS und SBAS) weitgehend identisch. Beide Systeme ermöglichen eine Entscheidungshöhe von nur 200 Fuß über dem Flugplatz und eine minimale Runway Visual Range (RVR) von 550 Metern.

Gegenwärtig können automatisierte Landungen nur mit Präzisionslenkungssystemen wie dem Instrumentenlandesystem ILS durchgeführt werden [7], dem Microwave Landing System MLS oder dem GBAS-Landesystem GLS [8]. Das gemeinsame Merkmal all dieser Systeme ist die Weiterleitung von Leitsignalen direkt vom Empfangsgerät an den Autopiloten. Auf der Grundlage dieser Signale steuert der Autopilot das Flugzeug während der Landephase. Die Empfänger für diese drei Systeme werden häufig in einem Multimode-Empfänger (MMR) kombiniert. Aus dem GLS FAS-Datenblock berechnet der MMR Winkelabweichungen vom Zielpfad und überträgt diese direkt an den Autopiloten.

Was die Ausstattungsrate von Flugzeugen für den kommerziellen Transportdienst betrifft, so verfügen die meisten neueren Boeing-Modelle (B 737-800 und neuer, B 787, B747-800) standardmäßig über einen GLS-fähigen Multimode-Empfänger. Bei den meisten Airbus-Typen der neuen Generation ist die GLS-Fähigkeit eines Multimode-Empfängers entweder als Option erhältlich oder er ist bereits standardmäßig installiert und kann gegen eine Servicegebühr aktiviert werden. Im Gegensatz dazu ist fast kein Flugzeug mittlerer Größe, das bei europäischen Fluggesellschaften im Einsatz ist (A 320, B 737-Familien), mit einer Avionik ausgestattet, die das SBAS-System für die Endanflugführung des LPV-Typs nutzen kann [9]. Diese fehlende Ausstattung mit SBAS-fähiger Avionik in Kombination mit dem wirtschaftlichen Aspekt der hohen Beschaffungs- und Installationskosten für eine GBAS-Bodenstation verhindert derzeit den Einsatz von GNSS-basierten Präzisionsanflügen auf Regionalflughäfen.

Einer der vier Forschungsschwerpunkte des SESAR-Programms ist der "Leistungsstarke Flughafenbetrieb", der sich auch im europäischen ATM-Masterplan und im SESAR Deployment Programme (<https://www.atmmasterplan.eu/>) widerspiegelt. Im Jahr 2018 wurde die EUROCONTROL-Studie European Aviation in 2040 - Challenges of Growth [10] ein stetiges und kontinuierliches Wachstum der IFR-Flugbewegungen in Europa prognostiziert. Darin heißt es, dass *"geografisch gesehen ein besonders starkes Wachstum der ankommenden und abfliegenden Flüge für Griechenland und die Iberische Halbinsel, einschließlich der Kanarischen Inseln, zu verzeichnen ist, da sich die touristischen Präferenzen weiter verändern"*. Während sich die meisten Lösungen des SESAR-Programms auf das Management des Betriebs auf größeren (Drehkreuz-) Flughäfen konzentrieren, werden in Zukunft auch die Stabilität und die Qualität der Dienstleistungen auf den kleineren Regionalflughäfen eine wachsende Rolle im europäischen Netzwerk spielen. Wenn Zubringerflüge zu den Drehkreuzen aufgrund schlechter meteorologischer Bedingungen auf den Regionalflughäfen ausfallen oder sich verspäten, hat dies ebenfalls erhebliche Auswirkungen auf die Pünktlichkeit und die Servicequalität der Drehkreuze und damit auf das gesamte Luftverkehrsnetz.

Als kosteneffiziente Lösung vor allem für Regionalflughäfen, [11] beschreiben wir ein System, mit dem Flugzeuge, die mit einem GLS-fähigen MMR ausgestattet sind, Korrekturdaten, die von einem SBAS-System generiert werden, über das GLS Data Broadcast System empfangen können. Das System wird GLASS genannt und ist schematisch dargestellt in Figure 28. Es empfängt die von einem SBAS-System generierten Korrekturdaten, fügt sie zu einer GBAS-konformen Struktur zusammen und wendet Korrekturfaktoren an, um die Unterschiede zwischen den beiden Systemen zu berücksichtigen. GLASS soll die Vorteile beider Erweiterungssysteme vereinen. Es kombiniert einen SBAS-fähigen GNSS-Empfänger mit einer Datenbank und einer GLS-kompatiblen Datenverbindung. Die vom SBAS-Satelliten empfangenen Korrektur- und Integritätsdaten werden automatisch in GLS-kompatible Strukturen übersetzt und an den Multimode-Empfänger einschließlich des FAS-Datenblocks gesendet. Das Gerät kann sowohl am Boden als auch im Flugzeug installiert werden. Eine erweiterte Version generiert über eine Benutzeroberfläche Ad-hoc-FAS-Datenblöcke, indem sie Basisdaten wie Anflugbahn und Gleitwinkel eingibt, was eine schnellere Einrichtung und Inbetriebnahme ermöglicht. Sowohl für Flughafenbetreiber als auch für Flugsicherungsorganisationen ist der RNP-Ansatz einfach und kosteneffizient zu implementieren, da er keine zusätzliche Installation von Navigationshilfen am Boden erfordert. Ein LPV-GLS-Konverter könnte es Flugzeugen, die bereits mit einem geeigneten MMR ausgestattet sind, ermöglichen, diese niedrigeren Minima zu nutzen und sogar - nach Ermessen des Piloten - automatische Landungen durchzuführen.

Das GLASS-System kann einen verbesserten Zugang zu Flughäfen ermöglichen, die unter Standortbeschränkungen und ungünstigen Wetterbedingungen arbeiten. Konkret handelt es sich bei einem solchen Flughafen um den griechischen Regionalflughafen auf der Insel Korfu (ICAO-Kennung LGKR), der auf einem Damm ins Mittelmeer gebaut wurde und ein großer Teil der Landebahn von Wasser umgeben ist. Das Anflugende der Landebahn 34 ist auf der einen Seite von einer Lagune und auf der anderen Seite vom Mittelmeer umgeben und das Anflugende der Landebahn 16 wird von der Stadt Kerkira begrenzt. Aufgrund der begrenzten luftseitigen Fläche ist die Installation eines herkömmlichen Instrumentenlandesystems (ILS) oder GLS nicht möglich. Daher wird der Flughafen LGKR bis heute nur mit Nichtpräzisionsanflügen bedient.

Ein zweiter untersuchenswerter Flughafen ist der Flughafen Thessaloniki (ICAO-Kennung LGTS), der zweitgrößte Flughafen Griechenlands mit einer beträchtlichen Anzahl von Flugbewegungen pro Jahr.

Der Flughafen verfügt über eine komplexe Infrastruktur mit 2 sich kreuzenden RWYs, die beide ins Meer reichen (Thresholds 16 und 10), mit Einschränkungen an den nördlichen und nordwestlichen Enden. Beide RWYs sind mit einem Präzisionsanflugsystem für 2 der 4 RWY-Enden ausgestattet. Die größte Einschränkung des Flughafens LGTS ist die große Anzahl von Umleitungen aufgrund der niedrigen Flughöhe. Luftfahrkarten für beide Flughäfen finden Sie unter <https://www.ead.eurocontrol.int/>.

### Operatives Konzept

Da das GLASS-System keine Navigationsdaten direkt vom GPS-Satelliten empfangen muss und nur den Informationskanal des SBAS-Satelliten benötigt, kann es fast überall auf dem Flughafen installiert werden. Mehrwegüberlegungen wie bei GBAS sind nicht notwendig. Die einzige Voraussetzung ist eine freie Sicht auf einen (oder aus Redundanzgründen besser zwei) der EGNOS-Satelliten. Um den Anflugbereich abzudecken, muss darauf geachtet werden, dass die Nullpunkte des elektromagnetischen Feldes nicht an kritischen Stellen auf dem Anflugpfad liegen. Dies wird durch die GBAS VDB-Standortanweisung abgedeckt [12].

Die Kartierung des Verfahrens erweist sich als etwas schwieriger. Eine einfache Möglichkeit wäre, die RNP-Anflugkarte mit einer zusätzlichen GLS-Kanalnummer zu ergänzen. Außerdem sollte darauf hingewiesen werden, dass der LPV-Endanflug als GLS-Anflug ausgestrahlt wird. Die Kennung des Referenzpfads könnte SBAS oder S26A heißen, anstatt der üblichen Notation "G26A" (oder ähnlich). In dieser Schreibweise steht das G für GPS, die 26 für die Anflugbahn und das A für den ersten GLS-Anflug in Folge für dieses bestimmte Landebahnhende. Wenn eine solche Kartenoption zugelassen würde, müsste der Pilot die Kanalnummer manuell in das FMS eingeben und den Autopiloten/Flugdirektor in den Landungssystemmodus schalten.

Eine andere Möglichkeit wäre, eine GLS-Anflugkarte herauszugeben, die mit der RNP-Anflugkarte identisch ist. Diese Karte müsste die Einschränkung "LPV Only" enthalten, um den Piloten darauf hinzuweisen, dass er einen LPV-Anflug fliegt. In diesem Fall ist keine manuelle Eingabe der Kanalnummer erforderlich, da diese Nummer bereits in der Navigationsdatenbank gespeichert ist.

### Aktuelle Situation in Griechenland - Flughäfen Korfu und Thessalokini

Im Einklang mit der Prognose der Studie "Challenges of Growth" von EUROCONTROL [10] haben viele Regionalflughäfen in Griechenland vor der Einführung von Corona ein starkes Verkehrswachstum erlebt. Aber viele dieser Flughäfen sind derzeit nicht mit bodengestützten Landehilfen, d.h. ILS, ausgestattet, entweder weil es geographisch nicht machbar ist oder aus wirtschaftlichen Gründen. Auf einigen der griechischen Regionalflughäfen sind Nichtpräzisionsanflugverfahren mit relativ hohen Mindestanflughöhen die einzige Alternative. Bei schlechtem Wetter und insbesondere bei niedriger Wolkenbasis können diese Verfahren zu Umleitungen oder Annullierungen für die Fluggesellschaften führen.

Die HCAA hat das Problem erkannt und für viele Orte RNP-Verfahren entwickelt, um die Stabilität des Dienstes an den regionalen Flughäfen zu verbessern. Ab dem AIRAC-Zyklus 1019 (gültig ab 12. September 2019) verfügt der Flughafen Korfu (LGKR) über einen RNP-Anflug auf die Piste 34 mit einer LNAV-Mindestlinie und einer Hindernisfreigabehöhe (OCH) von 764 Fuß über dem Flugplatzniveau (AAL) für alle anfliegenden Flugzeuge. Der Flughafen Thessaloniki (LGTS) hat einen RNP Y-Anflug auf die Piste 34 mit einem LPV-Minimum und einer Entscheidungshöhe von 973ft AAL für die Anflugkategorie C und einen RNP Z-Anflug mit einer LNAV/VNAV-Hindernisfreigabehöhe von 882ft AAL für die Anflugkategorie C. Wahrscheinlich ist das Minimum für den LPV-Anflug aufgrund unvollständiger Hindernisdaten höher, da die LPV-Hindernisbewertungsfläche etwas breiter ist als die für LNAV/VNAV [13].

Da beide Flughäfen relativ hohe OCHs haben, ist es sehr wahrscheinlich, dass bei schlechten Wetterbedingungen Umleitungen notwendig sind. Aus den Aufzeichnungen des Flughafenbetreibers Fraport Greece über die Umleitungen geht hervor, dass für den Flughafen Korfu im Jahr 2019 insgesamt 19 Flüge betroffen waren, im Jahr 2018 waren es 29 Flüge und im Jahr 2017 17 Flüge. Die Monate, die betroffen waren, lagen fast alle im Winter und Frühsommer. Die Anzahl der betroffenen Tage im Jahr 2019 betrug 9, im Jahr 2018 14 und im Jahr 2017 11 Tage (Table 3).

Korfu		GLS Ausgestattet		
-------	--	------------------	--	--

Thessaloniki	Bewegungen insgesamt		Potenziell nachrüstbar mit GLS	Umleitungen aufgrund des Wetters
2017	21860	8656	9589	17
	44545	11627	25567	121
2018	26595	10960	12194	29
	56186	16017	34423	209
2019	18822	7406	8340	19
	38673	11463	23443	109

**Tabelle 1 Flugbewegungsstatistiken für die Flughäfen Korfu und Thessaloniki, entnommen aus dem Eurocontrol CNS Dashboard (<https://www.eurocontrol.int/dashboard/communication-navigation-and-surveillance-dashboard>). Es werden nur 8 Monate des Jahres 2019 berücksichtigt**

Am Flughafen Thessaloniki waren im Jahr 2019 insgesamt 109 Flüge betroffen, im Jahr 2018 209 Flüge und im Jahr 2017 121 Flüge. In den Jahren 2019 und 2018 waren die Monate Januar und Februar am stärksten von den Wetterbedingungen und insbesondere von der niedrigen Flughöhe betroffen, mit einigen kleineren Umleitungen Anfang März. Im Jahr 2017 hingegen waren die Monate November und Dezember am stärksten betroffen, wobei es Anfang Dezember zu kleineren Umleitungen kam. Im Jahr 2019 waren 17 Tage betroffen, im Jahr 2018 21 Tage und im Jahr 2017 19 Tage. Laut dem Eurocontrol CNS Dashboard (<https://www.eurocontrol.int/dashboard/communication-navigation-and-surveillance-dashboard>) haben sowohl die Flughäfen Korfu als auch Thessaloniki bereits Verkehr mit Flugzeugen, die mit GLS ausgestattet sind. Speziell am Flughafen Korfu erreichte die Zahl der Flugbewegungen mit GLS ausgerüsteten Flugzeugen im Jahr 2017 die Zahl von 8.656 Bewegungen, stieg im Jahr 2018 auf 10.960 Bewegungen und für 2019, seit Anfang Januar und bis August (wo die verfügbaren Daten enden), auf 7.406 Bewegungen. Eine Extrapolation auf 12 Monate ergibt etwa 11000 Flugbewegungen. Am Flughafen Thessaloniki wurden 2017 11.627 Flugbewegungen von mit GLS ausgerüsteten Flugzeugen gezählt, mit einer steigenden Zahl von 16.017 Bewegungen im Jahr 2018. Im Jahr 2019, von Januar bis August, haben die Bewegungen dieser Flugzeuge bereits 11.463 Bewegungen erreicht (Table 3). Die Extrapolation auf 12 Monate ergibt etwa 17000 Flugbewegungen

Wenn die Flugzeuge berücksichtigt werden, die potenziell mit GLS nachgerüstet werden könnten, beliefen sich die Flugbewegungen auf Korfu für den Zeitraum 2017-2019 auf 9.589 im Jahr 2017, 12.194 im Jahr 2018 und 8.340 im Jahr 2019 (wobei für 2019 nur die ersten 8 Monate - Januar bis August - gezählt werden). Betrachtet man die Flugzeuge, die potenziell mit GLS nachgerüstet werden könnten, so beliefen sich die Flugbewegungen am Flughafen Thessaloniki für den Zeitraum 2017-2019 auf 25.567 im Jahr 2017, 34.423 im Jahr 2018 und 23.443 im Jahr 2019 von Januar bis August. Anhand dieser Daten kann davon ausgegangen werden, dass eine beträchtliche Anzahl von Flügen bei schlechten Sichtverhältnissen vom GLASS-System profitieren kann, dass es die Sicherheit des Flughafens Korfu erhöhen kann und dass es den Piloten des Flughafens Thessaloniki weitere Unterstützung und Orientierungshilfe bieten kann, auch im Hinblick auf die starke Verbesserung der Erreichbarkeit und damit der Leistungsfähigkeit beider Flughäfen (Table 3).

## Boden-Messkampagne

Um die Machbarkeit einer Installation des GLASS-Konvertersystems auf LGKR und LGTS zu ermitteln, haben wir an jedem der beiden Flughäfen 24 Stunden lang GPS- und EGNOS-Daten aufgezeichnet. Die Kampagne auf Korfu fand vom 29. bis 30. August 2019 statt und die auf Thessaloniki vom 3. bis 4. September 2019. In beiden Fällen wurde ein Septentrio AsterRx-Empfänger installiert und mit einer Talysman-Multifrequenz-GNSS-Antenne auf dem Dach des Terminalgebäudes des jeweiligen Flughafens verbunden. Anschließend wurde die Verfügbarkeit des Systems mit und ohne Schutzniveau-Inflation bewertet. In [1] wurde die Aufblähung der Berechnung des Schutzniveaus beschrieben, um das SBAS-Schutzniveau im Konvertersystem vollständig zu reproduzieren. Da sich GBAS jedoch nur um die Cross-Track-Komponente in der Horizontalen "kümmert", zuzüglich eines Prozentsatzes der durch den Gleitpfad bedingten Long-Track-Komponente in der Vertikalen, ist diese Aufblähung für Sicherheitsüberlegungen nicht unbedingt erforderlich.

Die GBAS-Standards [3] sehen eine Skalierung der Warn Grenzen vor, wenn sich das Flugzeug der Landeschwelle nähert. Gemäß [3] wird die vertikale Warn Grenze mit der Höhe  $H_p$  über der Schwelle wie folgt skaliert

Vertikale Alarmgrenze	Höhe über Schwellenwert Hp
FASVAL	Hp<60.96m
$0.095965Hp + FASVAL - 5.85m$	$60.96m < Hp < 408.432m$
FASVAL+33.35m	Hp>408.4432m

Jedes GBAS-Luftsystem, das dieser Gleichung folgt, wendet das FASVAL (Final Approach Segment Vertical Alert Limit) erst ab einer Höhe von 60,96 m (200 ft) über Grund (AGL) an. Da der GLASS-Anflug spätestens bei 250ft endet, wie in [6] oder am veröffentlichten OCH, falls dieser höher liegt, haben wir uns entschieden, die Integrität in der niedrigstmöglichen Höhe für jedes veröffentlichte Anflugverfahren zu bewerten. Für den RNP-Anflug auf die Piste 34 des LGKR beträgt diese Höhe 764ft AGL und für den RNP-Anflug mit LPV final auf die Piste 34 des LGTS beträgt diese Höhe 973ft.

Da das vertikale Alarmlimit für das Endanflugsegment auf 25,4 m statt der maximalen Höhe von 35 m begrenzt ist, ergibt sich eine erhöhte Verfügbarkeit, wenn keine Inflation verwendet wird.

Unter Figure 29 stellen wir die Ergebnisse für den Flughafen Korfu in einem Stanford-Integritätsdiagramm dar. In [14] haben wir kurz beschrieben, was in einem solchen Integritätsdiagramm dargestellt wird: *"Um die Integrität und Kontinuität eines SBAS-Systems zu bewerten, werden die tatsächliche Navigationsleistung und das Schutzniveau als 3D-Histogramm in einem Integritätsdiagramm dargestellt. ....Das Integritätsdiagramm kann in vier Bereiche unterteilt werden: Bei normalem Betrieb ist der Positionsfehler kleiner als das Schutzniveau, das wiederum kleiner als die Alarmgrenze ist (weißer Bereich). Das System ist verfügbar und übersteuert den tatsächlichen Positionsfehler korrekt. Wenn das Schutzniveau größer ist als der Alarmgrenzwert, ist das System nicht verfügbar (gelber Bereich). Wenn der Positionsfehler die Schutzgrenze überschreitet, gibt das System irreführende Informationen (MI) aus (roter/rosa Bereich). Ist der Fehler des Navigationssystems größer als die Warngrenze, werden diese irreführenden Informationen zu einer Gefahr (HMI) für das Flugzeug (roter Bereich), da keine Garantie dafür gegeben werden kann, dass es sich innerhalb des geschützten Bereichs befindet.*

Unter Figure 29 (oben) zeigen wir, dass eine Verfügbarkeit von 99,88% erreicht werden kann, wenn das GLASS-System im uninflationären Modus läuft. In Figure 29 (unten) sehen wir, dass die Verwendung des Inflators die Verfügbarkeit auf 97,2% reduziert. In keinem Fall kam es zu irreführenden oder gefährlich irreführenden Informationen. Hier haben wir die Vertical Alert Limit (VAL) von 41,9m betrachtet, die von einem GLS-Empfänger in 764ft über dem Flugplatz berechnet wurde, wo der Punkt des Fehlanflugs erreicht wird. Figure 30 zeigt dieselbe Analyse für Thessaloniki. Unter Figure 30 (oben) zeigen wir eine uninflationierte Verfügbarkeit von 99,95%, und mit der Inflationierungsmethode sinkt sie auf 98,34%, wie in Figure 30 (unten). Ebenso traten zu keinem Zeitpunkt irreführende oder gefährlich irreführende Informationen auf. Wir haben den VAL von 48m auf 973ft über Flugplatzhöhe betrachtet, wo der Fehlanflug für das bestehende Verfahren eingeleitet werden muss.

## Experimentelle Flugerprobung

Am 14. Februar 2020 flogen wir mit dem Advanced Technology Research Aircraft (ATRA) des DLR zum Flughafen Thessaloniki, um GLASS Flugtests durchzuführen.

Der ATRA ist mit dem aktuellen Thales Flight Management System (FMS) Version 2 und einer einfachen Flight Test Instrumentation (FTI) ausgestattet. Das FTI bietet ARINC 429 [15] Datenerfassung von der Basisavionik des Flugzeugs sowie zusätzliche Sensoren wie präzise und hochwertige GNSS-Empfänger, Datenspeicherung und Echtzeit-Visualisierung dieser Daten für den Flugtestingenieur. Das FTI besteht aus sechs CRONOS-Datenerfassungseinheiten von IMC [(http://www.imc-berlin.com/applications/aerospace/)], drei Steuerrechnern und sieben Bildschirmen für zwei Ingenieurarbeitsplätze. Von der FTI kann bei Bedarf ein benutzerdefinierter Datenstrom an weitere Versuchsstationen geliefert werden.

Leider war die Genehmigung für die UKW-Frequenzübertragung noch nicht verfügbar, so dass wir gezwungen waren, Daten nur für die Nachbearbeitung zu sammeln, und wir waren nicht in der Lage, ein Live-GLS-Signal vom Boden aus zu übertragen. Wir haben GNSS-Daten einschließlich SBAS mit einem

Septentrio PolaRx3-Empfänger bei 10 Hz von einer experimentellen GNSS L1/L2/L5-Multiband-Antenne aufgezeichnet, die auf dem Rumpf des Flugzeugs installiert war.

Um 09:56 UTC begann das Flugzeug, drei RNP Z-Anflüge auf die Piste 34 in Thessaloniki durchzuführen. Der Bodenkurs, die Wegpunkte und das Terrain sind in Figure 31. Der Anflug begann von Westen her, am ersten Anflug-Wegpunkt APZOC mit einer Mindesthöhe von 5000 Fuß MSL. Als nächstes passiert das Flugzeug den Zwischenanflugpunkt CEFEB in 4000ft MSL oder höher. Der Endanflug beginnt in 3500ft MSL am Wegpunkt TS626, von dem aus das Flugzeug auf einem 3,8-Grad-Pfad in Richtung Landebahn sinkt. Der Endanflug ist ziemlich steil und folgt der Geländekontur eines Hügels, der sich südlich des Flughafens Thessaloniki befindet. Während der ersten beiden Anflüge leiteten die Piloten einen Fehlanflug auf die Entscheidungshöhe ein, gefolgt von einem Radar-Vectoring zu APZOC, wie von den Fluglotsen vorgegeben. Der letzte Anflug wurde mit einer erfolgreichen Landung auf der Landebahn 34 abgeschlossen.

Da wir den installierten Collins GLU-925 Multi-Mode-Empfänger (MMR) nicht nutzen konnten, um ein Live-Signal im Weltraum zu empfangen, weil die Frequenzübertragungserlaubnis fehlte, haben wir die Septentrio-Daten mit Korrekturen nachbearbeitet, die von den Algorithmen des GLASS-Systems und einer Multi-Mode-Empfänger-Software erzeugt wurden. Figure 32 zeigt das Ergebnis dieses Post-Processings. Das obere Feld von Figure 32 zeigt die vertikalen Integritätsdaten, die mit dem MMR im GBAS-Modus berechnet wurden, wie in [3] und [16]. Da die vertikale Komponente immer die restriktivere ist und die horizontale und seitliche Komponente keine zusätzlichen Informationen liefert, zeigen wir hier nur die Daten, die sich auf die vertikale Komponente beziehen.

Das obere Feld von Figure 32 zeigt die verschiedenen vertikalen Schutzniveaus (VPL) und die Alarmgrenze während des Flugtests. Die grüne Linie zeigt die vertikale Alarmgrenze an. Sie reicht von 58,75 m bis zur vertikalen Alarmgrenze für das letzte Anflugsegment (FASVAL) von 25,4 m. Wir können bereits feststellen, dass dieser Wert nur ganz am Ende des Versuchs für einen sehr kurzen Zeitraum erreicht wird, wenn das Flugzeug für die endgültige Landung eine Höhe von 60,96m (oder 200ft) über Grund unterschreitet. Bei den beiden vorangegangenen Anflügen sinkt die Alarmgrenze während des Go-around auf 39,4 m. Dies steht im Einklang mit unserer Argumentation im vorherigen Abschnitt, in dem wir zu dem Schluss kommen, dass der VAL in der Entscheidungshöhe der begrenzende Faktor ist und nicht der FASVAL.

Protection Levels (PLs) schätzen die Positionsunsicherheit an der zugewiesenen Integritätsrisikogrenze zu jeder Messepoche. Diese Berechnung ist eine Voraussetzung für jeden luftgestützten GNSS-Empfänger (Einzelheiten finden Sie in [4], [11] und den dortigen Verweisen). Die rote Linie ist die Standard-SBAS-VPL, wie sie von einem reinen SBAS-Empfänger berechnet wird, der nach [4]. Die gelbe Linie zeigt die VPL, die von dem luftgestützten Empfänger unter Verwendung des GLASS-Bodensystems ohne Aufblasen berechnet wurde, und die violette Linie ist die VPL, die von dem GLASS-Bodensystem mit Aufblasen berechnet wurde. Das Sägezahnmuster in den Schutzstufen ist typisch für SBAS und berücksichtigt die Verschlechterung der Korrekturgültigkeit im Laufe der Zeit.

In diesem Schnappschuss können wir beobachten, dass sich die Schutzstufen so verhalten, wie wir es von [11]. Die mit dem nicht aufgeblasenen GLASS-System ermittelte VPL ist etwas größer als die reine SBAS-VPL. Dies liegt daran, dass zur vertikalen Fehlerschätzung noch die Komponente des Bahnfehlers hinzukommt, die durch den Sinkflug des Flugzeugs auf einem abgewinkelten Gleitpfad und den größeren K-Multiplikator von GBAS verursacht wird. Und schließlich ist natürlich die aufgeblasene GLASS am größten. Wenn sich das Flugzeug in einer Kurve befindet (um 10:05 Uhr, 10:17 Uhr und 10:29 Uhr), geht die Verfolgung einiger GPS-Satelliten in geringer Höhe verloren und die Schutzstufen nehmen zu.

Das mittlere Feld zeigt sowohl die Localizer- (blau) als auch die Gleitpfadabweichung (rot) in Grad, berechnet aus dem FAS-Datenblock in Winkleinheiten. Die Abweichungsberechnung wird bei der vollen Skalenabweichung gestoppt, die sich aus dem 0,25-fachen des Gleitpfadwinkels für die

Gleitfadabweichung und der Kursbreite bei der Schwelle aus dem FAS-Datenblock ergibt. Pfeile zeigen den jeweiligen Wert im Panel an.

Im unteren Feld schließlich sehen wir die Höhe des Flugzeugs über dem WGS84-Ellipsoid. Immer wenn sich das Flugzeug in der Präzisionsanflugregion befand, die durch [3 definiert ist, haben wir die Diagramme mit grauer Hintergrundfarbe schattiert.

Figure 33 zeigt eine vergrößerte Ansicht des letzten Ansatzes. Im oberen Feld ist das Zick-Zack-Muster der Schutzstufen nun deutlich zu erkennen. Im Gegensatz zu Figure 32 zeigen wir die Abweichungen von Localizer und Gleitfad in Figure 33 (unteres Feld) als rechteckige Abweichungen in Metern, um die tatsächliche Verschiebung auf einfache Weise zu visualisieren.

## Schlussfolgerungen

Sowohl die Boden- als auch die Flugtests ergaben die erwarteten Ergebnisse mit einer guten Verfügbarkeit (>97%) und Integrität (keine Verstöße). Selbst im aufgeblasenen Fall geht nur ein kleiner Prozentsatz der Verfügbarkeit verloren. Bei der Auswertung der simulierten MMR-Daten aus dem Flugtest verhielt sich das System wie erwartet.

Wie in Abschnitt III gezeigt wird, waren von 2017-2019 insgesamt 65 Flüge vom aktuellen Anflugminimum am Flughafen Korfu betroffen. In der gleichen Zeitspanne waren in Thessaloniki insgesamt 530 Flüge betroffen. Das bedeutet, dass bei einer pessimistischen Verfügbarkeitsschätzung des GLASS-Systems von 97% insgesamt 577 Flüge von einem niedrigeren Minimum an diesen beiden Flughäfen hätten profitieren können. Dies würde die Leistung des Flughafens erheblich steigern, wenn man davon ausgeht, dass alle betroffenen Flugzeuge mit GBAS ausgerüstet sind.

Um Betriebserfahrungen zu sammeln und in Vorbereitung auf eine bevorstehende Zertifizierung planen wir, auf der Grundlage der positiven Ergebnisse unserer Messkampagne mehrere Systeme auf den Flughäfen Korfu und Thessaloniki zu installieren und zu testen. Wir werden bereits bestehende LPV-Endanflugsegmente und engagierte Airline-Partner nutzen, um über einen längeren Zeitraum Daten zu sammeln. Die Einbeziehung der griechischen Luftfahrtbehörde ist von entscheidender Bedeutung, um gemeinsam die Betriebsverfahren für die Testphase festzulegen. Für den bevorstehenden Zertifizierungsprozess eines solchen Systems wie GLASS werden wir uns zunächst auf die bestehende Zulassung der beiden wichtigsten Erweiterungssysteme SBAS und GBAS stützen. Einige der grundlegenden Funktionen von GLASS sind von diesen Systemen abgeleitet, wie z.B. der Decoder für SBAS-Nachrichten und die Übertragung von GBAS-Daten. Die Industrialisierung des Systems ist in naher Zukunft geplant.

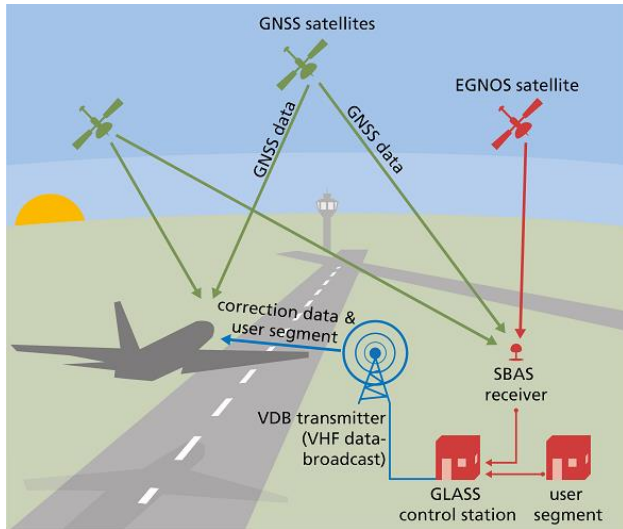
## Danksagung

Wir möchten dem DLR Technologiemanagement für die Finanzierung des ursprünglichen GLASS-Forschungsprojekts danken. Außerdem den Testpiloten Peter Baumann und Jens Heider, dem Flugtestingenieur Malte Kreienfeld, dem Techniker Silvio Heyne sowie den FTI-Spezialisten Andreas Buschbaum und Hayung Becker.

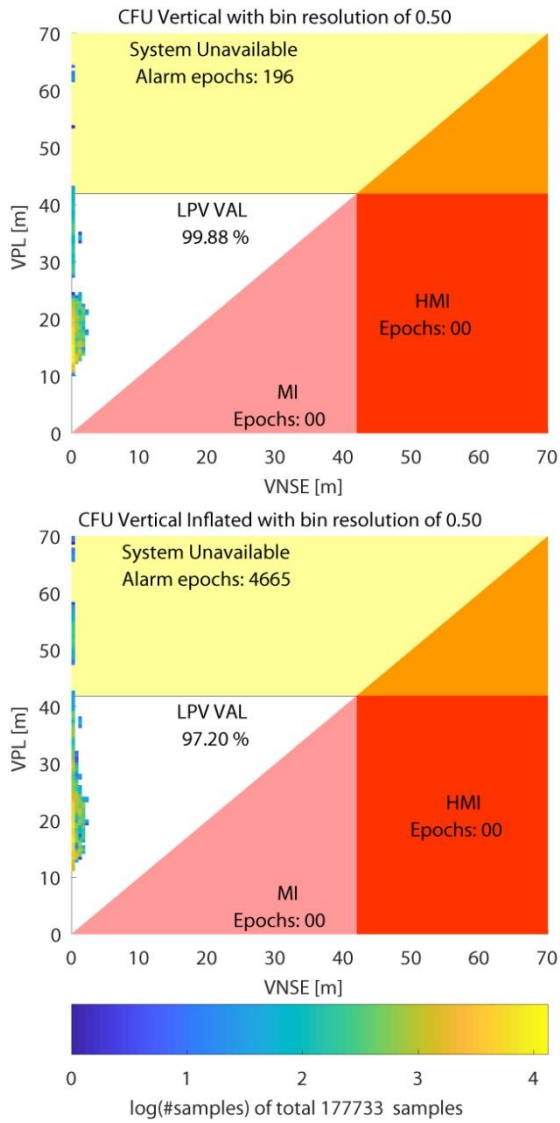
## Referenzen

- [ 1 ]Pratap Misra und Per Enge. *Global Positioning System: Signale, Messungen, und Leistung*. Nummer ISBN 0-9709544-1-7. Ganga-Jamuna Press, 2011.
- [ 2 ]ICAO. *Performance-based Navigation Manual*. ICAO, vierte Ausgabe, 2012. Doc 9613.
- [ 3 ]RTCA. *Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment*. Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA, 2017.
- [ 4 ]RTCA. *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment*. Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA, Dezember 2016.
- [ 5 ]Javier Ventura-Traveset und Didier Flament, Redakteure. *EGNOS  $\dot{\gamma}$   $\frac{1}{2}$  The European Geostationary Navigation Overlay System*. Nummer ESA SP-1303. ESA-Abteilung für Veröffentlichungen, 2006.
- [ 6 ]Europäische Agentur für Flugsicherheit. *Regeln für den Flugbetrieb*. 2019.
- [ 7 ]Börje Forssell. *Funknavigationssysteme*. GNSS Technology and Applications Series. Artech House, 2008.

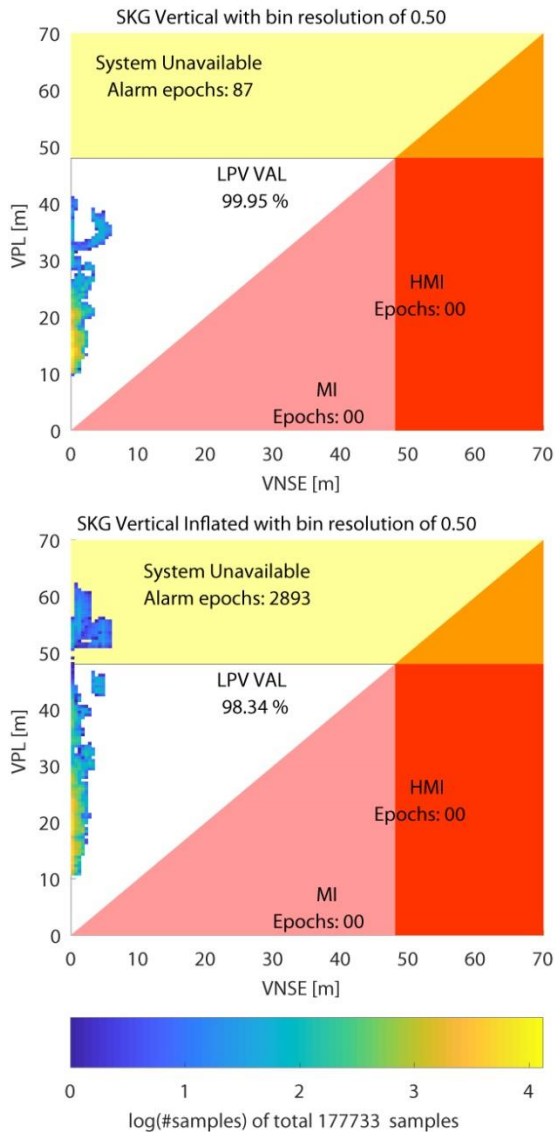
- [ 8 ]RTCA. *Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS)*. Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA, 2004.
- [ 9 ].Frederic Belloir. Airbus Status on SBAS, EGNOS Service Provision Workshop, 29-30 September 2015, Kopenhagen
- [ 10 ]Eurocontrol. *European Aviation in 2040: Challenges of Growth*. 2018.
- [ 11 ]Thomas Dautermann, Thomas Ludwig, Robert Geister, und Lutz Ehmke. Erweiterung des Zugangs zur Localizer-Leistung bei vertikalen Führungsansätzen mittels eines SBAS-zu-GBAS-Konverters. *GPS Solutions*, 37, 2020.
- [ 12 ]Federal Aviation Administration of the United States of America. *Standortkriterien für bodengestützte Erweiterungssysteme (GBAS)*. FAA, 2018.
- [ 13 ]ICAO. *Verfahren für Flugsicherungsdienste, Band 1*. Internationale Zivilluftfahrt-Organisation, doc 8168-ops/611 Ausgabe, 2014.
- [ 14 ]Thomas Dautermann. Zivile Flugnavigation unter Verwendung von {GNSS}, verbessert durch satellitengestützte Weitbereichs-Ergänzungssysteme. *Progress in Aerospace Sciences*, 67(0):51 - 62, 2014.
- [ 15 ]ARINC429-20. *Mark 33 Digitales Informationsübertragungssystem (Dits) Teil 1: Funktionsbeschreibung, elektrische Schnittstelle, Etikettenbelegung und Wortformate*. AERONAUTICAL RADIO, INC, Sept 2001.
- [ 16 ]EUROCAE. *Minimum Operational Performance Specification For Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment To Support Category I Operations*. Europäische Organisation für Zivilluftfahrttausrüstung EUROCAE, 2013.



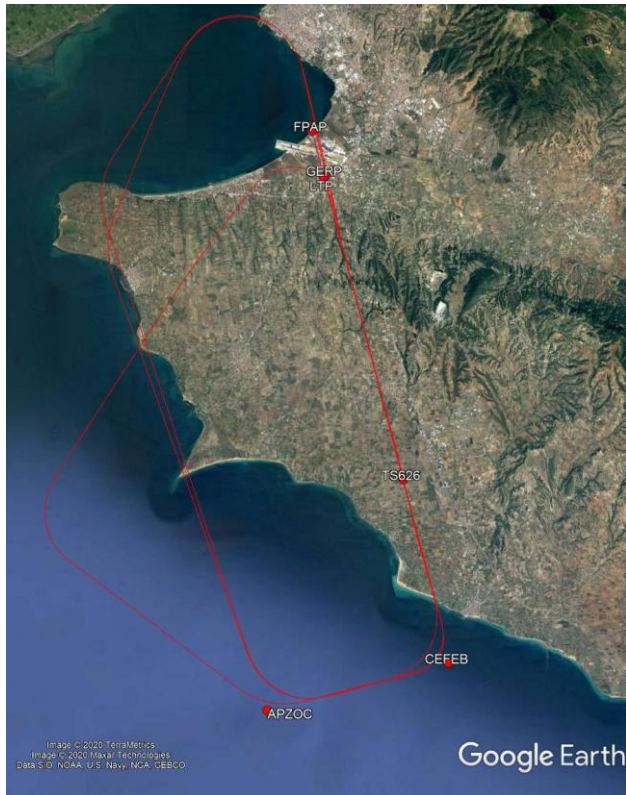
**Abbildung 9 Aufbau und Funktion des GLASS-Systems (GLS-Ansätze auf Basis von SBAS)**



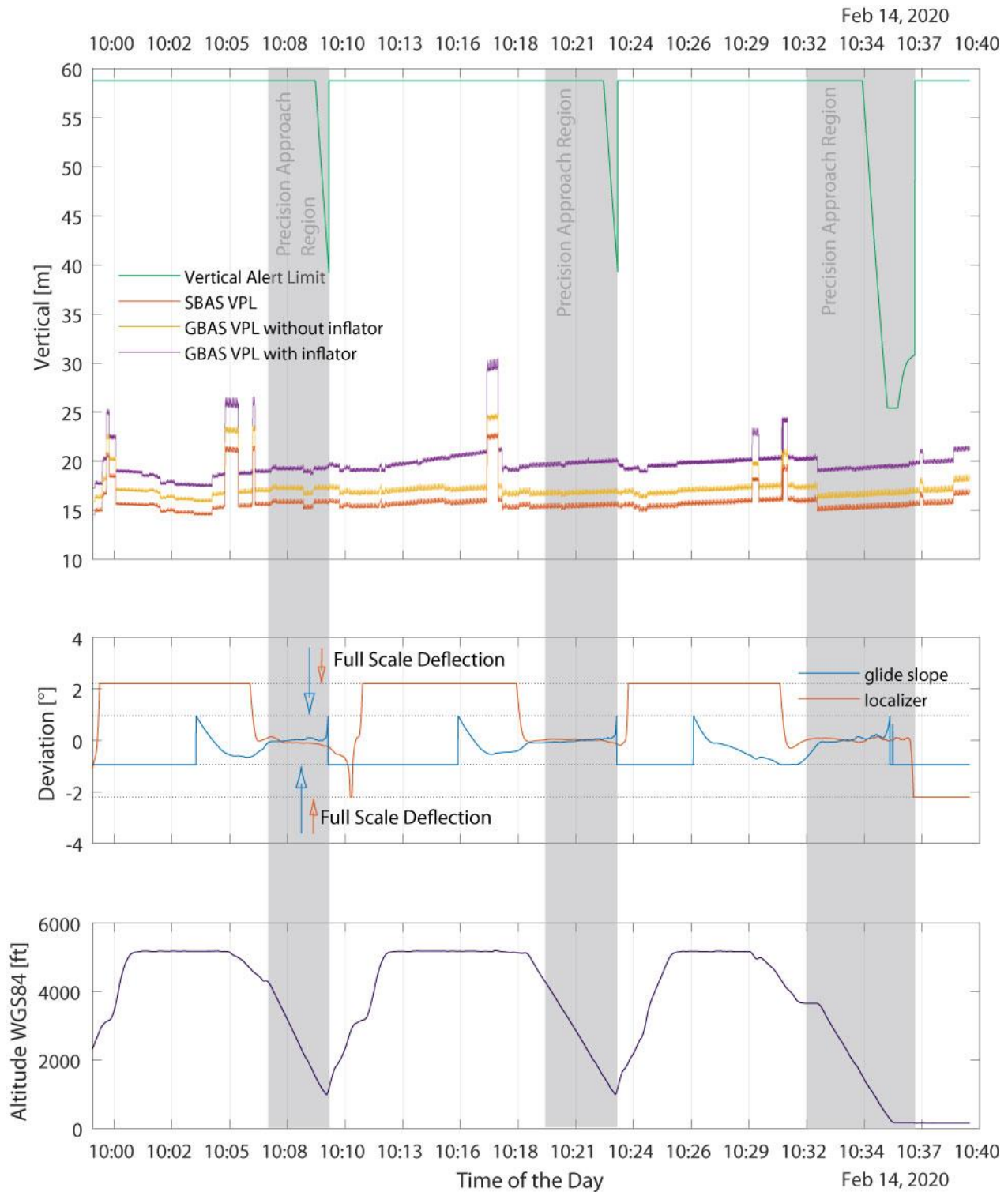
**Abbildung 10 Daten der Messkampagne vom 29./30. August in Korfu (oben) ohne Aufblasen (unten) mit Aufblasen der Schutzstufe. Die vertikale Alarmgrenze (VAL) von 41,9 m wird bei 764 Fuß über dem Flugplatzniveau berücksichtigt.**



**Abbildung 11 Daten der Messkampagne, die am 3./4. September 2019 bei LGTS gewonnen wurden. (oben) Kein Aufblasen (unten) mit Aufblasen der Schutzstufe. Die vertikale Alarmgrenze (VAL) von 48m wird bei 973ft über dem Flugplatzniveau berücksichtigt.**



**Abbildung 12 Bodenspur, aufgezeichnet während der Flugversuche am 14. Februar 2020**



**Abbildung 13 Multimode-Empfängerdaten aus den Anflügen, die am 14. Februar 2020 in Thessaloniki geflogen wurden. Die grau schattierten Bereiche zeigen an, dass sich das Flugzeug im Bereich des Präzisionsanflugs befand. (oben) Schutzstufen und Warngrenzen (Mitte) Mit den GLS-Algorithmen berechnete Winkelabweichungen. Die Pfeile zeigen die maximal mögliche Anzeige für die Piloten an (unten) Höhe über dem WGS84-Ellipsoid**

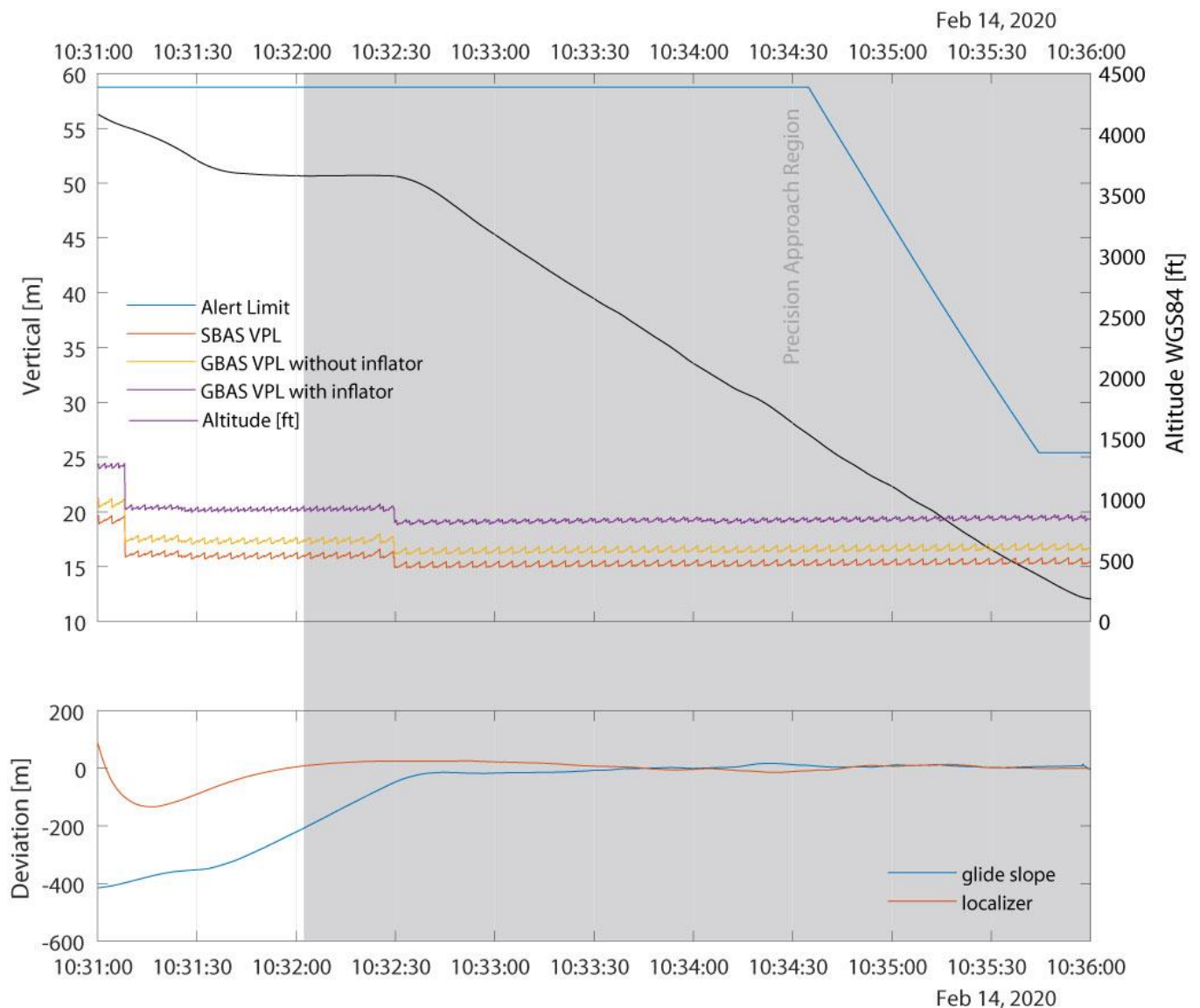


Abbildung 14 Nahaufnahme der Daten des letzten Anflugs. (oben) Schutzstufen und Alarmgrenzen während des Anflugs. Die schwarze Linie mit der Skala auf der rechten Seite zeigt die Höhe über dem WGS84-Ellipsoid an. (unten) Die geradlinigen Abweichungen von der Gleitfadneigung und dem Localizer werden angezeigt.

## 6.5. Flugerprobung von GLS-Anflügen, ermöglicht durch Wide Area Corrections in Kerkyra, Griechenland

### Abstrakt

Viele Flughäfen mit einem hohen Wert für den kommerziellen Flugverkehr haben räumliche oder budgetäre Beschränkungen, die die Installation eines Präzisionsanflugsystems verhindern. Wir haben bereits ein kostengünstiges Präzisionsanflugsystem entwickelt, das die Vorteile des bodengestützten und des satellitengestützten

Augmentierungssystems kombiniert, indem es einen Konverter zwischen ihnen einsetzt, um GAST-A-Anflugtypen zu ermöglichen.

Wir haben ein solches System auf dem Flughafen Kerkyra mit einem A320-Flugzeug installiert, betrieben und im Flug getestet. Dabei haben wir sowohl Daten von einem kommerziellen Multimode-Empfänger als auch GPS-Rohdaten aufgezeichnet, um die Machbarkeit des Systems zu beweisen. Die Daten wurden mit dem Pegasus-Toolset sowie mit einer hochpräzisen Referenztrajektorie analysiert, die aus nachbearbeiteten Trägerphasendaten berechnet wurde.

Die aufgezeichneten Daten zeigen eine exzellente Leistung bei der Anflugführung, die sich nicht von der des teureren GPS-Landesystems GLS unterscheidet und eine Führung gemäß der Localizer-Leistung mit vertikalen Führungsstandards bietet.

Unser kostengünstiges Präzisionsanflugsystem kann entsprechend ausgerüsteten Transportflugzeugen einen präzisen Anflug ermöglichen. Der Flughafen Kerkyra verfügt nur über eine sehr begrenzte Nutzfläche, so dass herkömmliche Präzisionslandehilfen nicht auf dem Flughafengelände angebracht werden können. Das System bietet den GBAS-Anflugdienst Typ A, eine in Anhang 10 des Abkommens von Chicago definierte Kategorie. Diese Kategorie wurde bisher noch nicht operationell genutzt, bietet aber die Möglichkeit, Präzisionsanflüge auf der Grundlage von GLS durchzuführen, bei denen eine Führung bis zu einer bestimmten Höhe ausreicht.

## Einführung

Das Ground based augmentation Landing System (GLS) ist ein lokal installiertes Differential-GPS, das eine präzise Anflugführung für Flugzeuge ermöglicht ([Felux et al., 2013](#)). Es soll das Instrumentenlandesystem ILS ersetzen, das seit 1939 in Betrieb ist ([Sanders & Fritch, 1973](#)) und 1948 offiziell von der ICAO übernommen wurde ([Vickers et al., 1997](#)). Eine GBAS-Anlage (Ground Based Augmentation System) besteht in der Regel aus vier GPS-Referenzantennen, die mit einer zentralen Verarbeitungseinheit und einer UKW-Datenübertragungseinheit verbunden sind ([EUROCAE, 2013](#)). Es liefert Korrekturen für die von einem Nutzer empfangenen GPS-Signale sowie Informationen über Integrität, Anflugrichtung und Gleitpfad. Im Vergleich zu ILS bietet GBAS eine Reihe von Vorteilen, wie z.B. kleinere kritische Bereiche oder eine höhere Flexibilität des Installationsortes, allerdings können die Kosten für eine komplette GBAS-Installation genauso hoch sein wie bei ILS.

Eine kosteneffektivere Lösung, um die gleiche Führung zu bieten, aber auf einem niedrigeren Serviceniveau, genannt Anflugverfahren mit vertikaler Führung (APV), ist das Konvertersystem namens GLS-Anflüge mit SBAS ([Dautermann et al., 2020](#)). Im Grunde handelt es sich dabei um einen Transponder für ein weiträumiges differentielles GPS in Kombination mit Datenblöcken des Endanflugsegments aus den nationalen Luftfahrtinformationsveröffentlichungen.

Sowohl GLS als auch GLASS liefern identische Informationen an das sich nähernde Flugzeug. Aber während GLS bereits standardisiert und international zertifiziert ist, ist GLASS eine neue Technologie, die ihre Einsatztauglichkeit noch unter Beweis stellen muss.

Der internationale Flughafen Kerkyra (Kennung CFU der International Air Travel Association) ist ein gutes Beispiel für einen Flughafen, der mit engen Flächenvorgaben zu kämpfen hat. Er befindet sich auf der hügeligen [Insel Korfu](#) im Mittelmeer und wurde teilweise auf aufgeschüttetem Land gebaut, das ins Meer hineinragt (Abbildung 2.1). Auf dem Flughafengelände gibt es nur sehr wenig freie Fläche, so dass keine klassischen Funknavigationshilfen installiert werden können. Ein Ansatz, der eine eigenständige, GPS-gestützte Flächennavigation einsetzt, ist bereits vorhanden, aber ein GLS konnte aufgrund des Platzbedarfs eines GBAS nicht auf dem Flughafengelände installiert werden. Die GLASS-Technologie hingegen benötigt abgesehen von einer UKW-Sendeantenne und einer GPS-Empfangsantenne nicht viel Platz.

Daher haben wir in Zusammenarbeit mit dem Flughafen Kerkyra, der von Fraport Griechenland betrieben wird, einen GLASS-Transponder auf dem Flughafen installiert und eine experimentelle Frequenzgenehmigung von der griechischen Zivilluftfahrtbehörde erhalten. Am 1. Dezember 2020 flogen wir dann mit dem DLR-Forschungsflugzeug für fortgeschrittene Technologien nach Korfu, Griechenland, um die Installation des GLASS-Transponders für GLS-Anflüge zu validieren.

## Experimenteller Aufbau

Das Advanced Technology Research Aircraft ist ein Airbus A320, der mit dem aktuellen Thales FMS2 und einer grundlegenden Flugtestinstrumentierung ausgestattet ist. Es bietet ARINC 429 ([ARINC429-20, 2001](#)) Datenerfassung von der Basis-Avionik des Flugzeugs sowie zusätzliche Sensoren wie präzise, hochwertige GNSS-Empfänger, Datenspeicherung und Echtzeit-Visualisierung dieser Daten für den Flugtestingenieur. Es besteht aus 6 CRO-NOS Datenerfassungseinheiten von IMC [<http://www.imc-berlin.com/applications/aerospace/>], drei Steuerrechnern und 7 Bildschirmen für zwei Ingenieurarbeitsplätze. Von den Flugtestinstrumenten kann bei Bedarf ein benutzerdefinierter Datenstrom an weitere Messstationen geliefert werden. Alle Daten werden mit einer Rate von 20 Hz aufgezeichnet.

Zur weiteren experimentellen Ausrüstung in der Kabine gehört ein Collins GLU925 Multi Mode Receiver (MMR), der an den Ausgang einer experimentellen ANTCOM 3GNSSA-XT-1 Multiband-GNSS-Antenne und über einen Hochfrequenzsplitter an die Localizer-Antenne in der Bugspitze des Flugzeugs angeschlossen ist. Das GLU925 wird über eine kundenspezifische Schnittstellensoftware unter Verwendung des ARINC 429-Eingangsbusses auf einen bestimmten GLS-Kanal abgestimmt. Wenn es korrekt abgestimmt ist und sich in Reichweite des Senders befindet, empfängt es kontinuierlich Datennachrichten vom Boden mit 2 Hz. Unter Anwendung von Korrektur- und Integritätsdaten berechnet das GLU925 seine Position zusammen mit den seitlichen und vertikalen Schutzwerten (LPL, VPL) gemäß ([RTCA, 2017](#)). Diese Grenzwerte begrenzen die Positionsunsicherheit auf ein Unsicherheitsniveau von 99,99998% und werden kontinuierlich mit dem jeweiligen Alarmgrenzwert (LAL, VAL) verglichen. Die Alarmgrenzen stellen die maximal zulässigen Werte für die Schutzstufen dar. Sie skalieren von ihrem Maximalwert zu Beginn des Anflugs auf die vertikale Warngrenze des Endanflugsegments (FAS) von 25,4 m und die laterale Warngrenze von 40 m. Wenn sich das Flugzeug in der Präzisionsanflugregion (PAR) befindet, gibt es laterale und vertikale Winkelabweichungen zum Referenzanflugpfad aus, der vom Endanflugsegment-Datenblock bereitgestellt wird. Das Flugzeug kann dann vom Piloten entlang dieses Referenzpfades gesteuert werden.

Auf dem Flughafengelände haben wir einen SBAS-GLS-Konverter, wie in (Dautermann et al., 2020) beschrieben, und einen Telerad EM9009 VDB-Sender installiert, der an eine Kathrein K552131 Breitband-Rundstrahlantenne angeschlossen ist, wie in Abbildung 2.1 dargestellt. Diese Kombination sendet GLS-Korrekturen gemäß ([RTCA, 2004](#) und EUROCAE, 2013) sowie einen Endanflugsegment-Datenblock für die Piste 34, der im Rahmen des [SHERPA-Projekts des 7. EU-Rahmenprogramms](#) entwickelt wurde. Die einzige Änderung, die an dem Datenblock vorgenommen wurde, bestand darin, dass die Kennung für die Anflugeistung auf Null gesetzt wurde (was auf ein APV hinweist) und die oben erwähnte vertikale Alarmgrenze angepasst wurde, um mit der von Dautermann et al. (2020) beschriebenen Arbeit übereinzustimmen. Die Daten sind dargestellt in Table 4.



Abbildung 2.1: Flughafen Kerkira und Standort der GLASS-Installation. Die VDB-Antenne von Kathrein ist auf dem Dachfirst des gelben Gebäudes im Nordwesten des Flughafens zu

sehen.

## Flugtestsequenz & Datenaufzeichnung

Am 1.<sup>st</sup> Dezember 2020 flogen wir das Flugtestflugzeug nach CFU, wobei wir uns zunächst aus dem italienischen Luftraum in Richtung Westen näherten. Danach folgten wir zur leichteren Koordinierung mit der Flugsicherung den veröffentlichten Anflug- und Fehlanflugverfahren des Flächennavigationsanflugs (RNAV) auf die Piste 34 und zeitweise auch den vom Fluglotsen vorgegebenen Radarvektoren. Wir flogen insgesamt 6 Anflüge auf die Entscheidungshöhe von 770 Fuß über dem Meeresspiegel, fünf davon gefolgt von einem Fehlanflug und der letzte gefolgt von einem Abflugverfahren zurück nach Norden. Der Kurs über Grund ist in Abbildung 3 durch die gelbe Linie gekennzeichnet. 1

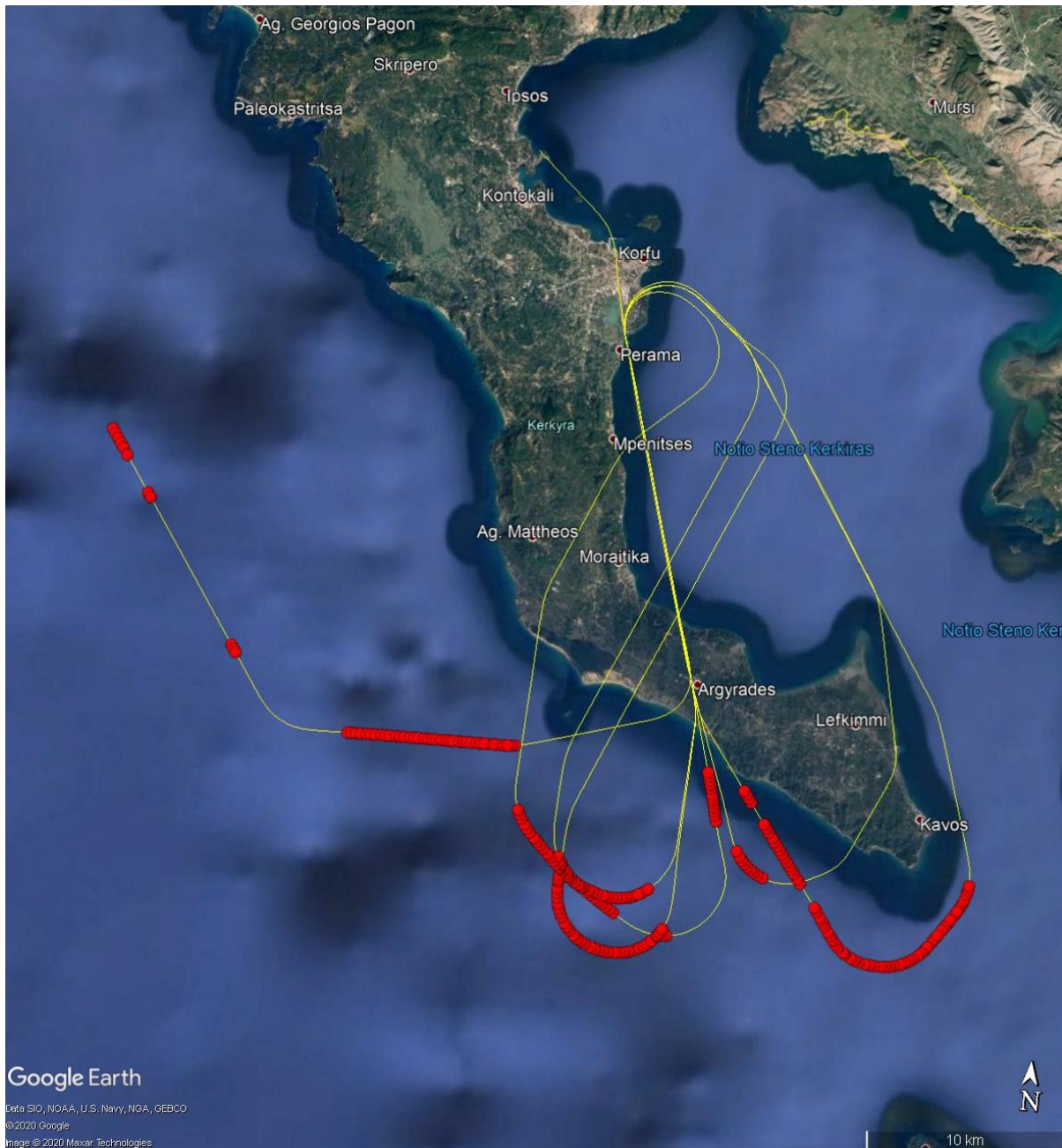


Abbildung 3.1: Bodenspur der Validierungsflüge. Rote Punkte zeigen Orte, an denen keine VDB-Nachrichten empfangen wurden.

Die GLU925 gibt als Teil der digitalen Ausgabedaten auf dem MMR-Datalink-Bus ein ARINC429-Label namens DGPS Status aus ([Rockwell Collins, 2004](#)). Dieses Label enthält mehrere Bits, die die internen Prüfungen der GPS-Landeeinheit anzeigen. Die interessantesten sind Bit 16 "Differential Correction Latency" (0=normal, 1 = Korrekturdaten alt), Bit 17 "At Least One IODE/CRC Mismatch" (0=übereinstimmend, 1=IODE/CRC stimmt nicht überein),

Bit 18 "LPL Currently Exceeds Alert Limit (0=false, 1=true),"Bit 19 "VPL Currently Exceeds Alert Limit" (0=falsch, 1=wahr), Bit 26 "Outside Precision Approach Region (PAR)" (0=in der Region, 1=nicht in der Region) und Bit 27 "(Outside Vertical Guidance Availability Region)" (0=in der Region, 1=nicht in der Region) und werden hier gemeldet.

Bit 17 ist das Ergebnis des Vergleichs zwischen dem vom GPS-Satelliten empfangenen Issue of Data Ephemeris (IODE)-Wert ([NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, 2014](#)) und dem zur zugehörigen Korrektur gehörenden Wert. Dieser wird zusätzlich mit der Korrektheit der zyklischen Redundanzprüfung verglichen, die in den von der Bodenstation empfangenen Nachrichten enthalten ist, wobei ein exklusives Oder (XOR) verwendet wird.

Darüber hinaus haben wir Positions- und Höhendaten von den Flugtestinstrumenten sowie Schutzstufendaten aus den ARINC429-Labels 146 und 156 gesammelt.

## Beschränkungen

Das Experiment wurde unter den folgenden Randbedingungen durchgeführt:

Die Abweichungsinformationen von GLASS wurden dem Piloten auf einem experimentellen Display im elektronischen Flight Bag Clipboard angezeigt, aber das Flugzeug wurde anhand der Flugbahn für das veröffentlichte RNAV34-Anflugverfahren gesteuert, das vom Flugmanagementsystem erzeugt wurde.

Die in Abschnitt 2 genannten Korrekturdaten dürfen nicht älter als 7,5 s sein, andernfalls werden sie als ungültig betrachtet (([RTCA, 2017](#)), Abschnitt 2.3.8.1.3.1) und die Anflugführung geht verloren

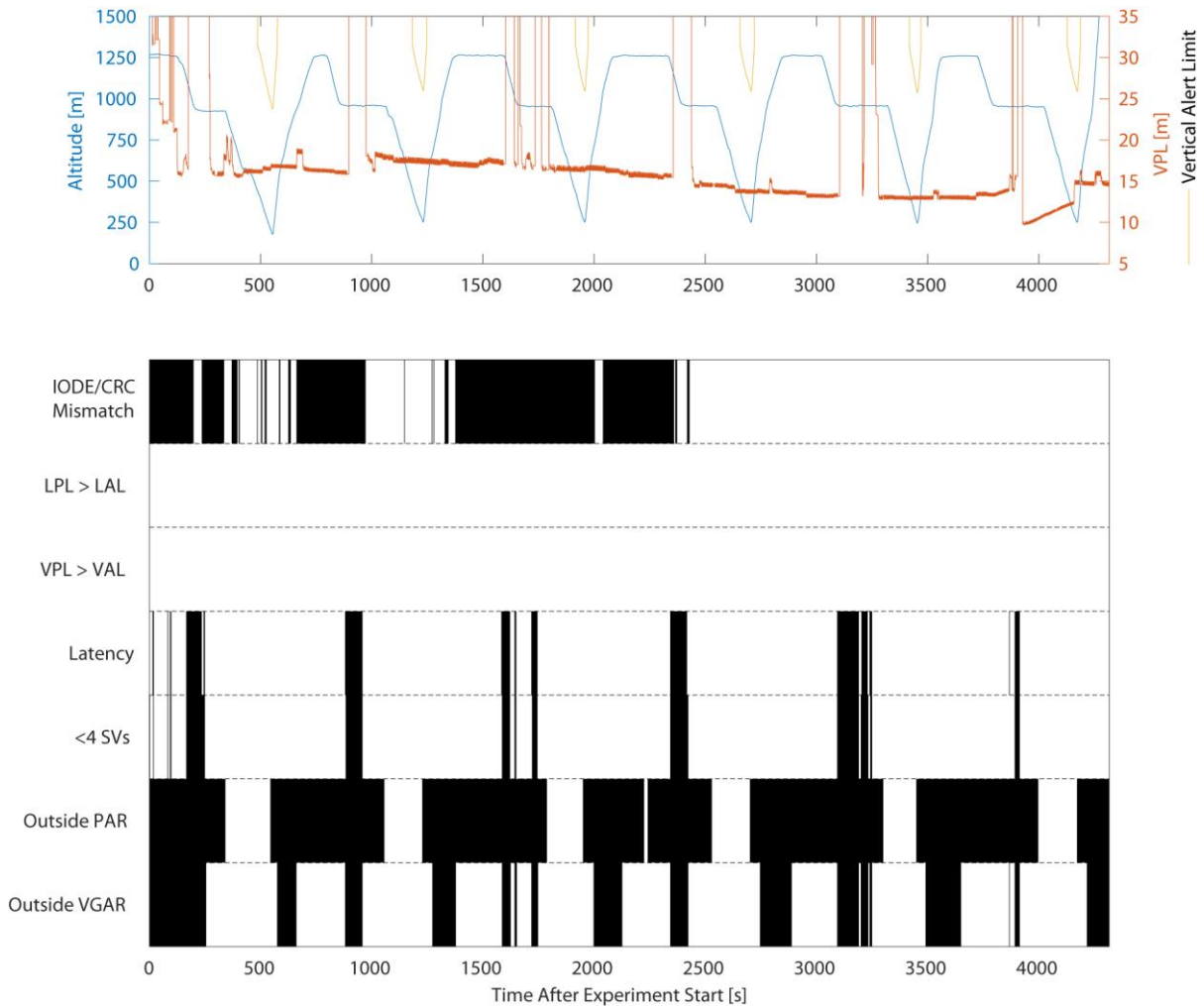
Das Anflugverfahren ist um 5 Grad von der Landebahnspur versetzt und daher ein Nicht-Präzisionsanflug. Er kann nicht für automatische Landungen verwendet werden.

## Ergebnisse

Abbildung 4.1 zeigt die Daten, die während der sechs Anflüge aufgezeichnet wurden. Das obere Feld zeigt die Flughöhe (blau), das vertikale Schutzniveau (rot) und die vertikale Alarmgrenze (gelb). Da die vertikale Komponente immer kontrolliert wird ([Dautermann et al., 2012](#)), wird die seitliche Komponente in dieser Darstellung weggelassen. Das untere Feld zeigt die ausgewählten Statusbits wie oben beschrieben. Hier wird eine "1" in schwarz angezeigt.

Während sich das Flugzeug für den Anflug in einer Höhe zwischen 4000ft und 3000ft MSL aufstellte und südlich des Gebirgsgebiets flog, verloren wir den Empfang des VDB-Signals. Der Ort des Signalverlustes ist durch die roten Punkte in Abbildung 3.1 gekennzeichnet. Außerdem zeigte die GLU925 im Latenzbit der Differentialkorrektur "Korrekturdaten alt" an. Gleichzeitig sind VPL und LPL auf ihre Standardwerte für die maximale Ablenkung eingestellt und die Überprüfung ihrer Werte anhand der Alarmgrenzen ist deaktiviert. In Abbildung 4.1 sehen wir, dass diese Ereignisse immer außerhalb der Präzisionsanflugregion auftraten, die in ([RTCA, 2017](#)) definiert ist. Das VGAR-Bit (Vertical Guidance Availability Region) wurde jedoch als "außerhalb" markiert, wenn die Differentialkorrekturlatenz zu hoch war. Die VGAR ist keine von den Standards abgeleitete Anforderung, sondern eine spezifische Funktion des Collins GLU925. Als das Flugzeug die Signalblockade der Hügel überwunden hatte, wurde die Steuerung sofort wiederhergestellt und die Schutzpegel wurden vom GLU925 wieder ausgegeben. Ansonsten verhielt sich der vertikale Schutzpegel wie erwartet auf einem Niveau von 15 Metern und immer unterhalb der Alarmgrenze.

Wir sind auch auf einen Fehler in der GLU925-Firmware gestoßen, der offensichtlich ist. Das Bit "IODE/CRC"-Fehlanspassung war während der ersten Hälfte des Flugversuchs aktiv. Er wurde nicht durch einen Fehler in den Systemen verursacht, sondern dadurch, dass zwei GPS-Ephemeriden gleichzeitig identische Ganzzahlwerte für IODE hatten. Dieses Verhalten wiederholte sich am nächsten Tag während eines zusätzlichen Tests, den wir zur Bestätigung durchführten. Dieser Fehler hat zwar keinen Einfluss auf die Ad-hoc-Verfügbarkeit (nur ein Satellit wird aus der Navigationslösung entfernt), verschlechtert aber die Qualität der Positionslösung. Collins Aerospace wurde über diesen Software-Fehler informiert.



**Abbildung 4.1: Von der GLU925 während der Anflüge aufgezeichnete Daten. (oben) Flughöhe, Schutzstufen und Alarmgrenzen. (unten) Statusbits der DGPS-Statusanzeige. Die Bits, die eine zu hohe Latenz anzeigen,**

**entsprechen den VDB-Ausfällen in Abb. 3.1**

Die während des Flugversuchs gesammelten Daten stimmen mit den Ergebnissen überein, die zum Beispiel von Jochems et. al (2022) berichtet werden, die sowohl SBAS- als auch GLS-Schutzniveaus angeben. Zum zusätzlichen Vergleich zeigt das ergänzende Material zu Gonzaga-Lopez et al. (2020) einen offiziellen Flugvalidierungsbericht für ein reines SBAS-Endanflugsegment. Hier ist das Sägezahnmuster des SBAS-Schutzniveaus, das in Abbildung 4.1 deutlich zu sehen ist, ebenfalls zu erkennen.

## Fazit

Flugtests ergaben, dass das hügelige Gelände südlich des Flughafens Kerkira den Empfang des GLS VDB-Signals blockiert. Der GLS-Anflugdienst muss jedoch nur innerhalb des Endanflugsegments verfügbar sein, das am Endanflug-Fixpunkt beginnt, in der Regel 2000 Fuß über und 6,3 Seemeilen von der Schwelle entlang der Endanflugspur. Von diesem Punkt bis zur Schwelle ist der GLS-Dienst über die aktuelle GLASS-Station verfügbar. Vom anfänglichen Anflug-Fixpunkt bis zum endgültigen Anflug-Fixpunkt erfolgt die Navigation mit Hilfe von Standard-Flächennavigationsgeräten. Alternativ könnte der Anflug so gestaltet werden, dass der Zwischenanflug und der Anfangsanflug entweder in einer größeren Höhe liegen oder dass der Anflug östlich des Flughafens und nicht westlich beginnt. Das System kann nicht auf den Hügeln im Süden platziert werden, da der Flugzeugrumpf die UKW-Signale beim Endanflug wahrscheinlich blockieren würde. Ansonsten funktionierte das GLASS-System wie erwartet und lieferte während des Endanflugsegments kontinuierliche und präzise Hinweise. Es ist ideal für Flughäfen wie Kekylla geeignet, wo die Fläche und das verfügbare Budget begrenzt sind.

Das Anflugverfahren selbst könnte von einer nationalen Behörde entweder als GLS-Anflugverfahren oder als Nicht-Präzisionsanflugverfahren mit Angabe der GLS-Kanalnummer als Zusatzinformation veröffentlicht werden. Dabei sollte das Hauptaugenmerk auf einer einfachen Einführung liegen. Das bedeutet, dass ein Pilot oder Lotse, der bereits mit GLS-Verfahren vertraut ist, keine zusätzliche Schulung für die Arbeit mit dem GLASS-System benötigen sollte. Eine künftige Studie wird die Piloten einbeziehen, um festzustellen, welche Art der Präsentation und der Codierung des Flugmanagementsystems erforderlich ist, um diese Anflugdienststart optimal zu nutzen. Darüber hinaus laufen auf nationaler und internationaler Ebene Zertifizierungsbemühungen auf der Grundlage des australischen Ground Based Regional Augmentation System GRAS.

## Referenzen

- ARINC429-20. (2001). *Mark 33 Digitales Informationsübertragungssystem (Dits) Teil 1: Funktionsbeschreibung, elektrische Schnittstelle, Etikettenbelegung und Wortformate*. AERONAUTICAL RADIO, INC.
- Dautermann, T., Felux, M., & Grosch, A. (2012). Bewertung des DLR GBAS-Testbeds für den Anflugdienst Typ D. *GPS Solutions*, 16(3), 375-387. <https://doi.org/10.1007/s10291-011-0239-3>
- Dautermann, T., Ludwig, T., Geister, R., & Ehmke, L. (2020). Erweiterung des Zugangs zur Localizer-Leistung bei vertikalen Führungsansätzen mittels eines SBAS-zu-GBAS-Konverters. *GPS Solutions*, 37. <https://doi.org/10.1007/s10291-019-0947-7>
- EUROCAE. (2013). *Mindestanforderungen an die betriebliche Leistung von Bodenausrüstungen für bodengestützte globale Satellitennavigationssysteme zur Unterstützung des Betriebs der Kategorie I* (Nr. 114A). Europäische Organisation für Zivilluftfahrttausrüstung EUROCAE.
- Felux, M., Dautermann, T., & Becker, H. (2013). GBAS-Landesystem: Präzisionsanflugführung nach ILS. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 85(5), 382-388. <https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115>
- Carlos Gonzaga-López, Florian Michael Buchmann, Thomas Dautermann, and Thomas Ludwig, *Implementing Precision Approaches Supported by Satellite-Based Augmentation Systems in the Austrian Alps*, [Journal of Air Transportation 2020 28:3, 70-81](https://doi.org/10.1007/978-3-319-94704-7_13)
- Jochems, Sophie, Felux, Michael, Schnüriger, Philipp, Jäger, Michael, Sarperi, Luciano, "GBAS use Cases Beyond What was Envisioned - Drone Navigation," Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Long Beach, California, January 2022, pp. 310-320. <https://doi.org/10.33012/2022.18213>
- NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, Pub. L. Nr. IS-GPS-200 RevisionH (2014).
- Rockwell Collins, I. (2004). *Schnittstellenkontrolldokument für die globale Landeeinheit glu-9XX mit ils, gnss, gls, fls, ils/fls Funktionen cpn 832-3516-005 rev-005*.
- RTCA. (2004). *Mindeststandards für die Leistung von Luftfahrtsystemen für lokale Erweiterungssysteme (LAAS)* (Nr. DO245A). Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA.
- RTCA. (2017). *Mindeststandards für die Betriebsleistung von bordseitigen Ausrüstungen für das GPS Local Area Augmentation System* (Nr. DO253C). Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA.
- Sanders, L., & Fritch, V. (1973). Instrumentenlandesysteme. *IEEE Transactions on Communications*, 21(5), 435-454. <https://doi.org/10.1109/TCOM.1973.1091710>
- Vickers, D. B., McFarland, R. H., Waters, W. M., & Kayton, M. (1997). Lande-Systeme. In *Avionics Navigation Systems* (S. 597-641). John Wiley & Sons, Ltd. [https://doi.org/https://doi.org/10.1002/9780470172704.ch13](https://doi.org/10.1002/9780470172704.ch13)

Operation Typ	0
SBAS-Anbieter	1 (EGNOS)
Flughafen Identifikator	LGKR
Landebahn	34
Laufsteg-Brief	0 (Keine)
Approach Performance Kennung	0
Routenindikator	
Referenzpfad Daten Selektor	0
Referenzpfad-Identifikator	S34A
LTP/FTP Breitengrad	393530.9275N
LTP/FTP Längengrad	0195450.0400E
LTP/FTP Ellipsoidische Höhe (Meter)	32.8
FPAP Breitengrad	393642.9925N
Delta FPAP Breitengrad (Sekunden)	72.0650
FPAP Längengrad	0195422.9185E
Delta FPAP Längengrad (Sekunden)	-27.1215
Höhe der Schwellenüberschreitung	15.0
TCH Einheiten Selektor	1 (Meter)
Gleitpfad-Winkel (Grad)	3.00
Breite der Strecke (Meter)	105.00
Länge Offset (Meter)	0
HAL (Meter)	40.0
VAL (Meter)	25.4
ICAO-Code	LG
LTP/FTP Orthometrische Höhe (Meter)	1.6

**Tabelle 2 Endgültige Anflugsegmentdaten, die für das GLS-Anflugverfahren verwendet wurden.**

## **6.6. Entwurf und Test von RNP AR zu SBAS LPV Anflügen auf den Flughafen Salzburg**

### **Abstrakt**

Der Landeanflug auf die Piste 33 des Flughafens Salzburg, Österreich, ist durch bergiges Gelände auf der verlängerten Pistenmittellinie stark beeinträchtigt. Dies macht alle geraden Anflüge mit Ausnahme derjenigen, die auf der Grundlage von RNP (Required Navigation Performance) Authorization Required (AR) erfolgen, unmöglich. Nur die hohe Navigationsgenauigkeit, die unter RNP AR zur Verfügung steht, minimiert die erforderlichen Hindernisschutzbereiche ausreichend, um nicht vom Gelände durchdrungen zu werden. Die Kombination von RNP AR und Localizer Performance with Vertical guidance (LPV), ermöglicht darüber hinaus eine präzisere Winkelführung für den Endanflug. In Salzburg

ermöglicht dies eine Reduzierung der Entscheidungshöhe von 368 Fuß auf 218 Fuß über dem Flugplatzniveau, da kritisches Gelände und Hindernisse nun außerhalb der Schutzzonen liegen. Ein Level-D-Full-Flight-Simulator-Test mit einem Airbus A350 hat gezeigt, dass die fortschrittliche RNP 0.1-Kodierung ausreicht, um die RNP 0.1-Leistung unter allen zulässigen Umweltbedingungen zu erreichen.

## Einführung

RNP (REQUIRED Navigation Performance) Authorization Required (AR) Anflüge sind derzeit das einzige Anflugverfahren, das eine hohe Navigationsgenauigkeit und die Möglichkeit bietet, gekrümmte Schenkel in allen Anflugsegmenten zu verwenden [1]. Im Vergleich zu konventionellen Anflügen ermöglicht dies deutlich kleinere Hindernisschutzbereiche, die um den nominalen Anflugpfad herum konstruiert werden, um die erforderliche Hindernisfreiheit zu gewährleisten, und macht das Verfahrensdesign flexibler. Infolgedessen können dreidimensionale Instrumentenanflüge auch auf Flugplätzen angeboten werden, auf denen sie bisher durch enge räumliche Beschränkungen wie Gelände, Hindernisse oder Lufträume in der Nähe des Flugplatzes verhindert wurden [1]. RNP AR-Anflüge werden von der Internationalen Zivilluftfahrt-Organisation (ICAO) als Anflüge mit vertikaler Führung (APVs) zusammen mit Anflügen auf der Grundlage der RNP APCH-Spezifikation kategorisiert. Sowohl RNP AR als auch RNP APCH stammen aus dem

das Konzept der leistungsbasierten Navigation (PBN) [2]. Der Hauptunterschied zwischen beiden liegt in den höheren Leistungsanforderungen, die mit RNP AR verbunden sind. Der Flugzeugbetreiber muss die erforderlichen Fähigkeiten des Flugzeugs und eine ausreichende Ausbildung der Besatzung nachweisen, bevor er von der staatlichen Aufsichtsbehörde die Genehmigung zur Durchführung solcher Verfahren erhält. Im Gegenzug kann aufgrund der verbesserten Navigationsgenauigkeit, Integrität und zusätzlicher Funktionen eine größere Flexibilität bei der Verfahrensgestaltung erreicht werden. Zum Beispiel erlaubt RNP AR gekrümmte Schenkel im Endanflug und ermöglicht eine laterale Genauigkeit von 0,1 NM (95 Prozent Gesamtsystemfehler, TSE) in allen Anflugsegmenten, während RNP APCH nur 0,3 NM im Endanflug und 1 NM in den übrigen Anflugsegmenten erlaubt. Infolgedessen sind die Hindernisschutzbereiche von RNP AR deutlich kleiner [3].

Die RNP APCH-Spezifikation enthält unterschiedliche Leistungsanforderungen für das Endanflugsegment (FAS), abhängig von der verwendeten Führung. Während Lateral Navigation/Vertical Navigation (LNAV/VNAV) auf einer geradlinigen Führung basiert, verwendet Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) Winkelabweichungen von einer Mittellinie und einem Gleitpfad [2, S. II-C-5-1ff.]. LPV-Anflüge erfordern die Verwendung von GNSS, das durch ein weltraumgestütztes Erweiterungssystem (SBAS) für die Navigation während des Endanflugs ergänzt wird. Sie können auch als Präzisionsanflug (PA) der Kategorie (CAT) I geflogen werden, mit einer minimalen Entscheidungshöhe (DH) von 200 Fuß über der Landeschwelle, bei der die Piloten entscheiden müssen, ob sie den Anflug fortsetzen oder einen Go-around einleiten. Im Gegensatz zu LNAV/VNAV- und RNP AR-Anflügen muss das Flugzeug bei LPV nicht innerhalb eines linearen Korridors fliegen, sondern in einem Kegel, der zur Landebahn hin schmaler wird, so dass die erforderliche Navigationsleistung auch zur Landebahn hin zunimmt. Das liegt daran, dass die Führung bei LPV auf SBAS basiert und somit auf den Boden bezogen ist, während LNAV/VNAV und RNP AR beispielsweise die weniger genaue und schwankende barometrische Höhe für die vertikale Navigation verwenden [2, 4].

Schließlich beeinflusst die Navigationsleistung die Hindernisbeurteilung, die die Hindernisfreigabehöhe (OCH) bestimmt, d.h. die Höhe, bis zu der im Endanflug und im Fehlanflug eine Hindernisfreigabe erfolgen kann. Die OCH wiederum legt die untere Schwelle für die minimale DH fest [5, S. I-4-5-13]. Dies könnte LPV-Anflüge gegenüber RNP AR begünstigen, da die DH - basierend auf der verbesserten vertikalen Navigationsgenauigkeit - potenziell gesenkt werden kann, insbesondere wenn man bedenkt, dass die minimale DH für APVs 250 Fuß und nicht 200 Fuß beträgt [4]. Dies setzt jedoch voraus, dass die Hindernisbewertungsflächen (OAS), die zur Bestimmung der OCH (Endanflug- und Fehlanflugsegmente) und der Schutzbereiche (verbleibende Segmente) verwendet werden, so klein bleiben, dass keine Hindernisse, die eine höhere DH verursachen, erkannt werden. Auf Flughäfen mit engen räumlichen Beschränkungen wird genau das zu einem Problem, da nur RNP AR ausreichend kleine Flächen zulässt.

Unser Ziel ist es daher, RNP AR-Anflüge mit LPV zu kombinieren, um die Nachteile von RNP AR innerhalb des Endanflugs zu kompensieren und durch LPV niedrigere Entscheidungshöhen zu realisieren, ohne dabei auf die höhere RNP AR-Leistung insbesondere außerhalb des Endanflugsegments verzichten zu müssen. Dies könnte dazu führen, dass viele Flugplätze mit bestehenden RNP AR-Anflügen bei noch schlechteren Sichtverhältnissen, d.h. mit noch niedrigeren Obergrenzen, als derzeit möglich, zur Verfügung stehen und damit unabhängiger vom Wetter werden. Auch wenn die Zahl der großen Transportflugzeuge, die LPV-Anflüge fliegen können, noch sehr

begrenzt ist (z.B. einige Airbus A220, Embraer 175/195, A350), wird erwartet, dass sie in naher Zukunft deutlich zunehmen wird [6]. Dies wird durch die ständig steigende Zahl der veröffentlichten

LPV-Anflüge und die große Zahl der geplanten Verfahren [7]. Die Federal Aviation Administration der Vereinigten Staaten von Amerika hat bereits über fortgeschrittene RNP-Verfahren berichtet, die in einem LPV-Endanflugsegment am Friedman Memorial Airport enden [8]. Hier wurde der Zwischenanflug mit einem RNP-Wert von 0,3 kodiert und der Endanflug wurde nach APV-Kriterien gestaltet. Das Verfahren wurde für eine bestimmte Fluggesellschaft entwickelt und es sind nicht viele Informationen öffentlich zugänglich. Durch die Kombination von LPV mit RNP AR erwarten wir, ein vielversprechendes Anflugverfahren zu schaffen, das das Beste aus beiden Welten vereint - die Genauigkeit von CAT I-Präzisionsanflügen mit der Flexibilität von RNP AR-Anflügen - und so die verbleibende Lücke zwischen PAs und APVs weiter verkleinert.

In diesem Beitrag wird diese Kombination für den Flughafen Salzburg in Österreich untersucht. Er verfügt über eine einzige Start- und Landebahn (RWY) 15/33 und befindet sich südwestlich der Stadt direkt am Nordrand der Alpen. Während der Anflug auf RWY 15, die mit ILS ausgestattet ist, über das relativ flache Alpenvorland führt, überquert die Verlängerung von RWY 33 steil ansteigendes Gelände südlich des Flugplatzes. Das Gelände ist vor allem durch den 1973 m hohen Untersberg geprägt, dessen Massiv etwas mehr als 3 NM von der Landebahnschwelle (THR) entfernt liegt und die verlängerte Mittellinie der Landebahn schneidet. Derzeit sind 2 RNP AR-Anflüge für RWY 33 veröffentlicht, wobei nur die Variante Z einen Anflug von Süden kommend über das Gebirge erlaubt. Wie in Abb. 1 dargestellt, folgt der Anflug dem Salzachtal und führt in einer Doppelkurve, die aus mehreren gebogenen Schenkeln besteht, auf den Endanflugkurs. Diese Schenkel führen in östlicher Richtung am Untersbergmassiv vorbei und enden im letzten Teil des Endanflugs, einem 1,5 NM langen, geraden Abschnitt. Die DH liegt mindestens 369 Fuß über der Schwelle [9, S. LOWS AD2-1ff.]. In diesem Papier wird der bestehende Endanflug durch ein gerades LPV-Segment ersetzt, das so eingebaut werden soll, dass die Änderungen am bestehenden Anfluglayout auf ein Minimum beschränkt werden. Der Anflug soll dann für eine Navigationsdatenbank kodiert werden, die für eine Simulatorbewertung des Anflugverfahrens mit einem Airbus A350 verwendet wird.

Bislang wird die Kombination von RNP AR und LPV weder praktiziert noch ist sie in den ICAO-Verfahrensentwurf-dokumenten vorgesehen. Daher müssen zunächst verständliche Verfahrensentwurfsregeln aufgestellt werden. Die Entwurfsregeln für RNP AR APCH sind im ICAO-Dokument 9905 beschrieben: Required Navigation Performance Authorization Required Procedure Design Manual [3], während die Regeln für RNP APCH (einschließlich LPV) im ICAO-Dokument 8168, Volume II: Procedures for Air Navigation Services Aircraft Operations (PANS-OPS), Construction of Visual and Instrument Flight Procedures [5] beschrieben sind. Detaillierte System- und Schulungsanforderungen für beide Spezifikationen sowie eine Anleitung zur Umsetzung finden Sie im PBN-Handbuch (ICAO-Dokument 9613) [2].

## **Verfahren Konstruktion**

Aus praktischen Gründen wurde der vorgeschlagene Ansatz für Flugzeuge der Geschwindigkeitskategorie D oder niedriger entwickelt, d.h. die angezeigte Fluggeschwindigkeit (IAS) an der Schwelle darf 165 kt nicht überschreiten [3, S. 3-1]. Spezifische Minimallinien für die anderen Flugzeugkategorien können durch den gleichen Entwurfsprozess berechnet werden und nur bestimmte Flugzeugparameter wie Höchstgeschwindigkeiten, Flugzeugabmessungen und Höhenverluste müssen angepasst werden.

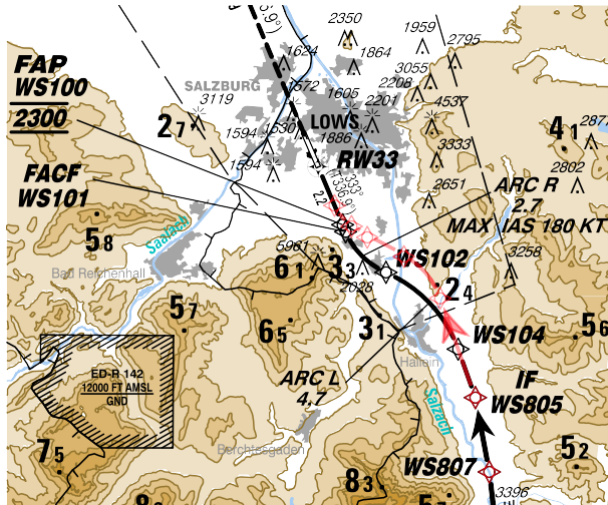


Abb. 1 Auszug aus der Anflugkarte, die für den von uns entworfenen Anflug erstellt wurde, wobei der bestehende RNP Z RWY 33 (AR) Anflug in rot gedruckt ist.

Sowohl für RNP AR als auch für RNP APCH wird die erforderliche laterale Genauigkeit als RNP X ausgedrückt, wobei X der Gesamtsystemfehler (TSE) in NM ist, der mindestens 95 Prozent der Flugzeit erreicht werden muss. RNP AR erlaubt Werte von RNP 1 bis hin zu RNP 0,1 in allen Anflugsegmenten [3]. Instrumentenanflüge werden bis zum OCH durch zwei Arten von Schutzzonen, die sogenannten Primär- und Sekundärzonen, vor Hindernissen geschützt. RNP AR verwendet nur primäre Gebiete, deren Halbwertsbreite dem zweifachen Genauigkeitswert des jeweiligen Anflugsegments entspricht, d.h. zwischen 0,2 NM und 2 NM. Für die Hindernisbeurteilung von LPV-Anflügen werden das FAS sowie die Anfangs- und Zwischenphasen des Fehlanflugs als ein Segment betrachtet, das als LPV-Segment bezeichnet wird [5, S. III-3-5-1]. Da Salzburg im CAT 1-Dienstgebiet des European GNSS Overlay System (EGNOS) [10] liegt, wurde der Endanflug nach den Standards dieses Dienstes entwickelt, d.h. als CAT I-Segment.

### ***Erste Platzierung des Endanflugpunktes (FAP) und des Endanflugkurses (FACF)***

Ein SBAS CAT 1-Segment wird durch eine Reihe von OAS vor Hindernissen und Gelände geschützt, die aus insgesamt sechs geneigten Flächen W, X, Y und Z bestehen, wie in Abb. 2 dargestellt. Die Geometrie jeder Fläche wird durch die folgende algebraische Gleichung beschrieben

$z = Ax + By + C$  (wobei A, B und C oberflächenspezifische Konstanten sind) wie in Ref. [5] oder durch eine Teilmenge der Endpunkte C, D, E auf Schwellenhöhe sowie C", D" und E", jeweils 300 m über der Schwellenhöhe. Sowohl die Konstanten als auch die Endpunkte müssen mit Hilfe der PANS-OPS OAS-Software auf der Grundlage des gewählten Ansatzes und der Flugzeuggeometrie ermittelt werden [5, S. III-3-5-3ff.]. Während die Schnittpunkte und Gleichungen für die Steigungen der Flächen bei CAT I-Anflügen auf der Grundlage von ILS und SBAS gleich sind, unterscheiden sich die seitliche Ausdehnung des OAS-Systems und das Ende des Präzisionssegments bei SBAS CAT I-Anflügen. Dieser Unterschied hat eine direkte Auswirkung auf das Hindernis

Die Anfluggeometrie wird durch den Gleitpfadwinkel (GPA), die Bezugshöhe (RDH), den Abstand zwischen dem GNSS-Azimet-Referenzpunkt (GARP) und dem Landeswellenpunkt (LTP) sowie die Kursbreite an der Schwelle definiert [11]. Die letzten beiden Parameter definieren den Trichter, der die seitliche FAS-Geometrie beschreibt, wobei der Scheitelpunkt am GARP liegt und die Kursbreite der Trichterbreite an der Schwelle entspricht (gegeben durch den LTP). Letztere wurde standardmäßig auf 210 m festgelegt [5, S. II-1-1-13], wobei die Position des GARP 305 m hinter dem Endpunkt der Landebahn liegt (GARP-LTP-Abstand = 2815 m) [9, S. LOWS AD 2-13ff.]. Die RDH entspricht der Gleitpfadhöhe über der LTP und wird analog zum bestehenden RNP-AR-Ansatz mit 50 Fuß oder 15 m gewählt, so dass die GPA als

die einzige Variable. [5, S. III-2-6-1ff.] Der GPA wurde auf  $3,5^\circ$  als höchstmöglichen Standardwert festgelegt, weil

Höhere GPAs führen dazu, dass das OAS-System kompakter und schmaler ist, was angesichts der Geländesituation wünschenswert ist. Andererseits können wir alle Einschränkungen vermeiden, die für Ansätze mit größerem, d.h. nicht standardmäßigem, GPA notwendig sind [5,

pp. III-3-5-6f.]. Wie in Abb. 2 zu sehen ist, schneiden die resultierenden ILS CAT I-Flächen das Gelände des Untersbergmassivs nicht, sondern reichen knapp darüber hinaus.

Um den Endanflugpunkt (FAP), d.h. den Punkt, an dem der Endanflug beginnt, innerhalb des OAS-Systems zu platzieren, besteht die Grundidee darin, den Endanflug im Vergleich zum bestehenden RNP-AR-Anflug etwas zu verlängern, da [5, S. I-4-5-1] für RNP APCH mit LPV eine minimale FAS-Länge von 3 NM fordert. Der FAP soll über eine Doppelkurve erreicht werden, die von der bestehenden Strecke von WS805 nach WS804 (im Folgenden WS804-Strecke genannt) ausgeht, was bedeutet, dass bei einem längeren Endanflug die WS804-Strecke verkürzt werden muss. Die Doppelkurve besteht aus gebogenen Segmenten in Form von Radius to Fix (RF) Schenkeln [2, S. II-C-App 1-1].

Seit dem 4. November 2021 besteht laut [5] die Möglichkeit, LPV mit RF-Teilen zum Endanflugkurs unter RNP APCH zu kombinieren. In diesem Fall dürfen die RF-Strecken nicht am FAP enden, sondern an einem vorgelegerten Wegpunkt, dem Final Approach Course Fix (FACF). Der FACF muss einen Mindestabstand zum FAP haben, um sicherzustellen, dass der LPV-Gleitpfad niemals von oben unterbrochen wird: In diesem Fall könnte ein Autopilot dem Profil nicht folgen und der Anflug müsste abgebrochen werden [5,

pp. III-3-5-2f.]. Die Bedrohung ergibt sich aus dem Wechsel von barometrischer zu ellipsoidischer Höhe, deren Differenz mit größeren Temperaturabweichungen von der internationalen Standardatmosphäre (ISA) aufgrund des temperaturbedingten Druckhöhenmessfehlers wächst [12].

Standardmäßig soll die FACF 1 NM vor der FAP auf der gleichen Höhe platziert werden [5, S. III-3-6-30]. Aufgrund ihrer Lage auf dem Endanflugkurs würde dies jedoch den vorgeschlagenen Anflug durch die daraus resultierende Verlängerung nach Süden kritisch in Richtung des Geländes verschieben (siehe Abbildungen 1 und 3). Aus diesem Grund wurde die Länge L des Segments FACF - FAP nach dem in Anhang D von Ref. [5] beschriebenen Verfahren minimiert, bei dem die vertikale Verschiebung aufgrund von Fehlern, die sich aus der Verwendung der barometrischen Höhe ergeben, für eine gegebene Anfluggeometrie und ISA-Temperaturabweichung angenähert werden kann. Der Fehler an der FACF muss dann kleiner oder gleich der Differenz zwischen der theoretischen LPV-Gleitpfadhöhe an der FACF und der tatsächlichen FACF-Höhe sein, damit der Gleitpfad nicht von oben durchschnitten wird. Da die Differenz von L abhängt, kann L verringert werden, bis die Differenz genau dem berechneten Höhenfehler entspricht.

Um die Anfluggeometrie zu definieren, wählen wir den vertikalen Pfadwinkel (VPA) des FACF - FAP Segments mit  $0^\circ$  und den FAP in 2300 ft MSL, 889 ft über und 2,2478 NM von der Schwelle entfernt. Die maximale Temperaturabweichung wird mit  $25^\circ$  C über ISA (ISA+25) angenommen, was ungefähr  $37,2^\circ$  C auf der Höhe des Flugplatzes entspricht. Der Wert liegt im oberen Bereich der in den letzten Jahrzehnten gemessenen lokalen Wärmerekorde und sollte in Zukunft nur in sehr wenigen Fällen überschritten werden [13]. Auf diese Weise kann L auf 500,04 m (0,27 NM) reduziert werden, was den FACF 2,5178 NM von der Schwelle entfernt platziert. Dies setzt voraus, dass die Wurzelsumme der vertikalen Navigationsfehler 30,8793 m beträgt, wie mit Gleichung 6 berechnet.

- 9 aus [5, S. II-1-1-App D-6f.]. Dieser Fehler würde dazu führen, dass das Flugzeug den GS direkt beim Erreichen der FACF nach der letzten Wende abfängt, ohne dass ein flugtechnischer Fehler berücksichtigt wird. Zu Codierungszwecken wird die FAP als WS100 und die FACF als WS101 bezeichnet. Ihre seitliche und vertikale Verschiebung von der Schwelle ist ebenfalls in Abb. 2 dargestellt.

Zwischenanflug: Bau der Doppelkurve und Integration in die bestehende Anflugstruktur

Da die RF-Beine Teil des RNP AR-basierten Zwischenverfahrens sind, werden die Regeln für die Verfahrensgestaltung aus Ref. [3] angewendet werden. Für den ersten RF-Leg von der FACF aus wird der Radius berechnet, wobei ein kleiner Wert angestrebt wird, um eine enge Kurve zu erreichen, die einen ausreichenden Abstand zum Untersbergmassiv garantiert. Dies erfordert niedrige (wahre) Luft- und Windgeschwindigkeiten, die bei einer konstanten indicated air speed (IAS) in geringer Höhe erreicht werden [3, S. 3-5]. Die Kurve basiert auf einer IAS von 180 kt (maximal zulässige Begrenzung nach [3]), ISA+25 Bedingungen und einem Neigungswinkel von  $18^\circ$ . Die Höhe des Eintrittspunkts entspricht der Höhe, die für die Berechnung des Radius verwendet wurde, da sie die höchste Höhe innerhalb der Kurve ist. Ausgehend von der maximal zulässigen Zwischenanflug-VPA von  $3,1^\circ$  wurde eine Höhe von 3000 ft (TAS = 196,2714 kt) als guter Kompromiss betrachtet, da dies zu einem Radius von  $r = 2,7202$  NM und einer Spuränderung von etwa  $44^\circ$  führt. Die Spuränderung ähnelt dem bestehenden RNP AR-Anflug und bewirkt, wie in den Abbildungen 1 und 3 dargestellt, dass das Flugzeug ausreichend von dem ansteigenden Gelände der Westflanke des Salzachtals abdreht. Andererseits wird ein Überschwingen verhindert, so dass der erforderliche Spurwechsel zum WS804 Bein nicht zu groß wird. Der Eintrittspunkt der RF-Strecke wird zu Codierungszwecken WS102 genannt.

Die Konstruktion des zweiten HF-Schenkels erfolgt auf geometrischer Basis, da es nur eine mögliche Lösung für ein Bogensegment gibt, das sowohl den WS804-Schenkel an einem noch unbekanntem Eintrittspunkt als auch den ersten HF-Schenkel bei WS102 tangiert [1]. Die resultierende RF-Strecke hat einen Radius von  $r = 4,6768$  NM und beginnt am neu bestimmten Wegpunkt WS104, der nur 1,8347 NM von der IF entfernt ist.

Abbildung 5 zeigt den nun vollständigen Zwischenanflug, der am Zwischenanflug-Fix (IF) WS805 beginnt. Die übrige Anflugstruktur bis zum Beginn des Anfangsanflugs am Initial Approach Fix (IAF) bleibt seitlich unverändert. Um WS104 vertikal zu platzieren, wurde der höchstmögliche VPA auf den RF-Schenkel angewandt, der immer noch zu einer Runde führt (ein Vielfaches von

100 ft) Einstiegshöhe, um die größte Hindernisfreiheit zu gewährleisten, aber nicht mehr als  $3,1^\circ$ . Auf diese Weise werden die VPAs der

nachfolgende Segmente ebenfalls angepasst (für anfängliche Anflugsegmente verwenden wir den maximal zulässigen anfänglichen Anflug

VPA von  $4,7^\circ$ ), bis ein Fixpunkt wieder auf die vom bestehenden RNP AR-Anflug vorgeschlagene Mindesthöhe gesetzt wird, was bis WS808 nicht der Fall ist. Da es sich bei diesen Höhen jedoch um Mindesthöhen handelt, die auch als solche kodiert sind (ausgedrückt als z.B.

'A6200+' für 6200 ft), können die Fixpunkte auch in größeren Höhen überflogen werden. Die Höhenbeschränkungen für FACF und FAP müssen 'at'-Beschränkungen sein (z.B. 'A2300' für 2300 ft), so dass die Fixpunkte genau in der angegebenen Höhe überflogen werden [14, S. III-5-1-5f.].

Zusätzlich zum ursprünglichen Ansatz wurde auch der verfehlte Ansatz des bestehenden RNP AR-Ansatzes übernommen. Abb. 1 zeigt das resultierende Anfluglayout im Hinblick auf die Änderungen, die am bestehenden RNP AR-Anflug vorgenommen wurden.

## **Hindernisbeurteilung und OCH-Bestimmung**

Aufgrund der Nähe des Geländes im Zwischen- und Endanflug sind dort die engstmöglichen Schutzbereiche erforderlich. Daher wurde für den weniger kritischen Anfangsanflug ein RNP 0,3 und für den Zwischenanflug ein RNP 0,1 gewählt, was zu RNP AR-Schutzbereichen von 0,6 NM bzw. 0,2 NM Halbbreite führt, die in Abb. 3 dargestellt sind. Der minimale Hindernisabstand (MOC), der über den primären Bereichen in vertikaler Richtung vollständig vorgesehen ist, beträgt 300 m für den Erstanflug und 150 m für den Zwischenanflug, muss aber in "gebirgigem Gelände" gemäß Ref. [3]. Obwohl das Kriterium für die Festlegung gebirgigen Geländes in Österreich von demjenigen abweicht, das in den heutigen ICAO-Richtlinien festgelegt ist, beschließen wir, die MOC für alle Segmente mit Ausnahme des Endanflugs und des letzten HF-Abschnitts des Zwischenanflugs, der zur FACF führt, zu verdoppeln. Während der RF-Wende zum Endanflugkurs fliegt das Flugzeug aufgrund des kürzeren Endanflugsegments bereits in sehr geringer Höhe. In diesen Höhen werden keine

atmosphärischen Phänomene erwartet, die die Leistung des barometrischen Höhenmessers über die Standardtoleranzen hinaus beeinträchtigen.

Für die Zusammenlegung der RF-Beinschutzbereiche mit dem OAS-System des CAT I-Segments gelten die Regeln aus 1.3.6.4 von Ref.

[5] gelten für Standard-RNP-Ansätze seit dem 4. November 2021 [5, S. III-3-5-3]. Wir wenden diese Regeln auch auf unseren Ansatz an, und das Ergebnis ist in Abb. 3 dargestellt. In unserem Fall schreiben die Regeln vor, dass auf der Innenseite der Kurve die Verlängerung der D-D"-Linie ab dem Schnittpunkt zur Grenze des primären Bereichs werden muss, wobei die Zwischenanflug-MOC von 150 m zwischen der verlängerten D-D"-Linie und der D"-C"-Linie angewendet werden muss (siehe Abb. 3).

Für die Außenseite des RF-Schenkels muss die Begrenzung des Primärbereichs in einer 15-Grad-Abspreizung relativ zum Endanflugkurs verlängert werden, bis sie die verlängerte D-D"-Linie schneidet (siehe Abb. 3). Außerhalb der D"-C"-Linie muss die Zwischenanflug-MOC angewendet werden. In unserem Fall führen jedoch das sehr kurze FAS und die kleinen RF-Beinschutzbereiche dazu, dass die 15-Grad-Spreizung die D-D"-Linie schneidet, bevor sie tatsächlich verlängert wird, wodurch die Spreizung auch Teile der Y-Oberfläche durchschneidet. Da bei einer strikten Anwendung der Regeln Teile des OAS-Systems abgeschnitten worden wären, ohne dass dies einen Vorteil in Bezug auf die Hindernisfreiheit gebracht hätte, sehen wir davon ab, dies zu tun. Man könnte jedoch durchaus argumentieren, dass die hohe Genauigkeit, mit der das Flugzeug die FACF erreicht (d.h. innerhalb des in Abb. 3 grün markierten RNP 0.1-Korridors), die

Es ist unwahrscheinlich, dass das Flugzeug beim Umschalten auf die LPV-Lenkung sofort zur Außenseite der Kurve driftet, da es sich bereits mehr oder weniger auf dem Endanflugkurs befinden würde. Folglich könnte die 15°-Spreizung angewandt werden, um das verbleibende Driffrisiko abzudecken und das OAS-System abzuschalten. Bis zum FAP gibt es keine Hindernisse, die in das teilweise erweiterte OAS-System eindringen.

An diesem Punkt wird das ILS CAT I OAS-System in ein geeignetes SBAS CAT I OAS-System umgewandelt. Wie in Abb. 2 dargestellt, sind bei Standard-SBAS CAT I OAS-Systemen die Y- und Z-Fläche auf eine konstante Halbwertsbreite von 0,95 NM verkürzt [5,

pp. III-3-5-4f.]. Wenn die X-Fläche am FAP eine Halbwertsbreite von weniger als 0,95 NM hat, muss außerdem zwischen dem FAP und dem Punkt, an dem das OAS-System dieselbe Halbwertsbreite erreicht, eine Halbwertsbreite des Zwischenanflugschutzgebiets von 0,95 NM (einschließlich der Zwischenanflug-MOC) angewandt werden, d.h. das System wird zunächst verkürzt und dann in Richtung FAP künstlich verbreitert [5, S. III-3-5-3]. Diese Anforderung bezieht sich auf RNP-Anflüge mit einer zugrundeliegenden Leistung von RNP 0,3 für den Endanflug, was einer Halbwertsbreite des RNP APCH-Schutzbereichs von

0,95 NM unter Verwendung des RNP APCH-Pufferwertes von 0,5 NM für die FAS [5, S. III-1-2-7]. Obwohl die Anforderungen an die Winkelleistung für LPV gelten, wird für den Endanflug weiterhin der RNP-Wert von 0,3 kodiert. Wenn ein Fehlanflug eingeleitet wird - was der Grund für die Änderungen am ILS CAT I OAS-System ist, die in Ref. [5] beschriebenen Änderungen am ILS CAT I OAS-System - bleibt das FMS im NPA-Modus, was dazu führt, dass die Leistung auf dem codierten RNP-Wert (0,3) basiert. Am frühesten Wendepunkt des Verfahrens kehrt das System zu RNP 1 zurück und das CAT I Segment endet spätestens dort [5, S. III-3-3-2, III-3-5-7ff.]

Bei unserem Ansatz würde die Umsetzung der Änderungen dazu führen, dass das OAS-System am FAP aufgrund des kurzen FAS auf eine Halbwertsbreite von 0,95 NM gestreckt wird und damit sehr nah an das Terrain herankommt. Dies wird dadurch gelöst, dass eine höhere Leistung im Endanflug und im Fehlanflug angestrebt wird, indem für sie niedrigere RNP-Werte kodiert werden. Da der Anflug an sich bereits ein RNP AR-Anflug ist und für den Zwischenanflug RNP 0.1 erforderlich ist, muss das Flugzeug auch über die entsprechende RNP AR-Fähigkeit verfügen und entsprechend zertifiziert sein. Folglich ist RNP 0.1 auch für die Endanflug- und Fehlanflugsegmente erforderlich. Der Logik folgend, die für ein standardmäßiges SBAS CAT I OAS-System skizziert wurde, sollte es die höhere zugrundeliegende Leistung erlauben, die Y- und die Z-Fläche auf die entsprechende RNP AR-Schutzbereich-Halbbreite von 0,2 NM zu begrenzen, während die X-Fläche am FAP eine Halbbreite von mindestens 0,2 NM haben müsste (siehe Abb. 2). Streng genommen sollte es sogar ausreichen, RNP 0.1 nur für den Endanflug und nicht für den Fehlanflug zu kodieren, da wir die höhere Leistung nur entlang des FAS und im geraden Teil des Fehlanflugs benötigen (der letzte Teil des Fehlanflugs ist frei von Hindernissen). Die RNP 0.1-Leistung ist nur gewährleistet, wenn der RNP 0.1-Korridor während des LPV-Abfangens nicht verlassen wird. Daher ist es auch erforderlich, dass der Übergang zur SBAS-Navigation erst dann erfolgt, wenn die verbleibende Entfernung zur FACF 0,5 NM oder weniger beträgt, wie auf der Navigationsanzeige (ND) angezeigt [5, S. III-3-5-2]. Einschließlich der Along-Track-Toleranz (ATT) sollte dies

verhindern, dass das Flugzeug den RNP 0.1-Korridor unter LPV-Lenkung mit ausreichender Wahrscheinlichkeit verlässt.

Der letzte Schritt ist die OCH-Bestimmung auf der Grundlage des in Abb. 3 dargestellten verkürzten OAS-Systems. In Übereinstimmung mit 5.4.5.9 von Ref. [5] wurde die Berechnungsmethode für ILS CAT I Ansätze nach 1.4.8.8.2.1 von Ref. [5] implementiert worden. Als wichtigstes Hindernis wurde ein Hauptvorfeld-Lichtmast 976 m hinter und knapp 52 ft über der Schwelle ermittelt, woraus sich ein OCH von 218 ft ergibt. Im Vergleich zum bestehenden RNP AR-Anflug bedeutet dies einen erheblichen OCH

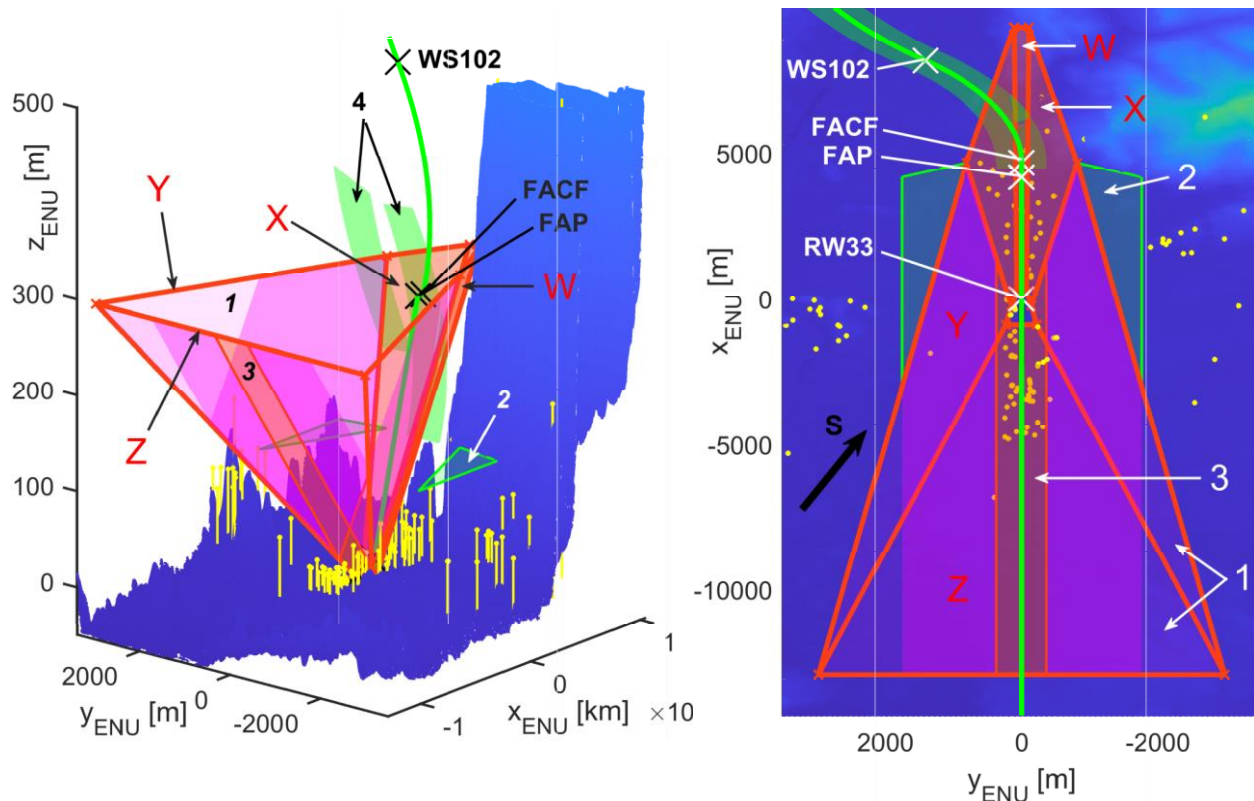
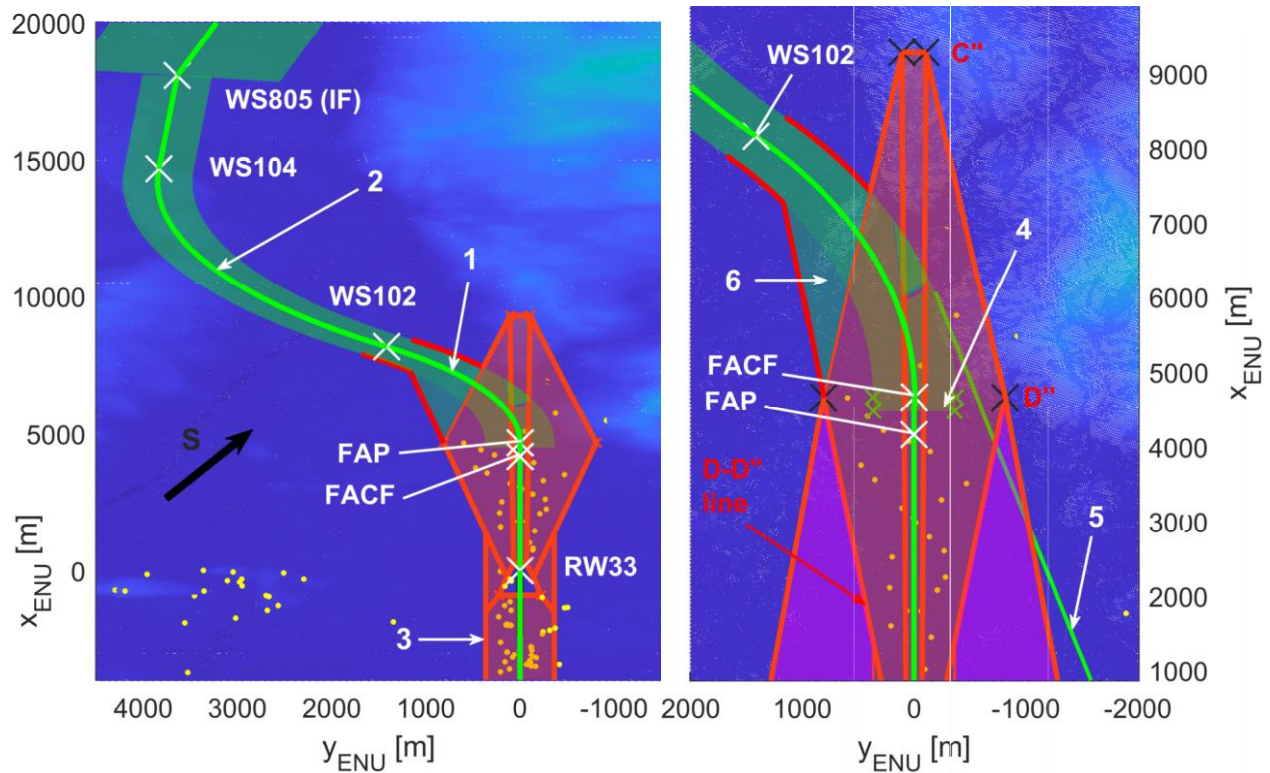


Abb. 2 3-D (linke Grafik) und 2-D (rechte Grafik) Darstellung der verschiedenen OAS-Systeme (ILS CAT I, SBAS CAT I, unsere Lösung angepasst an RNP 0.1).

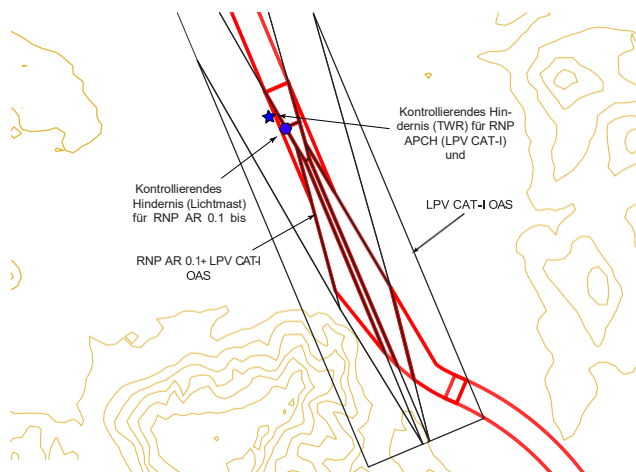
Reduktion (-151 ft), die in erster Linie dadurch erreicht wird, dass der Kontrollturm (der sich ca. 0,27 NM neben der Landebahn befindet und auch ein kontrollierendes Hindernis für den bestehenden RNP AR 0.3-Anflug ist) aufgrund von RNP 0.1 nun aus der Y-Fläche herausfällt. Aber selbst wenn es durch das OAS abgedeckt wäre, würde der OCH immer noch auf 306 ft (-63 ft) fallen. Zu guter Letzt sei noch erwähnt, dass das CAT I-Segment normalerweise endet, wenn die Z-Fläche gemäß der OAS-Formel eine Halbbreite von 0,95 NM erreicht. Für die RNP 0.1 Leistung sollte dieser Wert auf 0.2 NM geändert werden. Für Hindernisse, die sich innerhalb des dann folgenden geraden Fehlanflugs befinden, gilt ein anderes Kriterium zur Gewährleistung der Hindernisfreiheit (siehe 5.5.2 in Ref. [5]). Da dieses Kriterium für den OCH von 218 Fuß erfüllt ist, betrachten wir die Hindernisbeurteilung als abgeschlossen und den Anflug als sicher zu fliegen. Die endgültige Zusammenführung der RNP-AR-Schutzgebiete mit der eingeschränkten OAS in Bezug auf das umgebende Gelände und die Kontrollhindernisse ist in Abb. 4 dargestellt.

### Kodierung von Verfahren

Die Kodierung von Ansätzen für die Datenbank von Navigationssystemen muss dem Standard ARINC 424 [15] folgen. Darüber hinaus kann sie durch (vertrauliche) Datenqualitätsanforderungen (DQRs) zwischen den einzelnen Kodierungsanbietern und FMS-Herstellern beeinflusst werden, die das Format, in dem die zu kodierenden Daten gesendet werden müssen, weiter regeln. Bislang sieht ARINC 424 keine Kombination von RNP AR mit LPV vor. Unter ARINC 424 wird jedes Bein beschrieben



**Abb. 3 2D-Ansicht des Zwischenanflugs und des CAT I-Segments mit ihren Schutzbereichen bzw. Hindernisbewertungsflächen (linke Darstellung) sowie eine detaillierte 2D-Ansicht des Bereichs, in dem die Schutzbereiche des Zwischenanflugs mit dem OAS-System zusammengeführt werden (rechte Darstellung).**



**Abb. 4 Darstellung der Kontrollhindernisse und der OAS für LPV CAT-I bzw. RNP-AR 0.1 bis LPV CAT-I**

**Tabelle 1 Simulator-Bewertungsze-  
narien**

Lau- fen- las- sen	Wind [° / kt]	Temperatur	Ende des Szenarios	Be- merkungen	Beabsichtigter Wind (falls abweichend)
#1	NIL	ISA	Go-Around	Basislinie	
#2	Alle Stufen: 055/35	ISA	Go-Around	TURB: 50%	3000 Fuß: 109/50, 1000 Fuß: 063/35
#3	3000 Fuß: 109/50  1000 Fuß: 109/50  Oberfläche: 055/25	ISA-32	Touch-and-Go	TURB: 50%	1000 Fuß: 063/35
#4	Alle Stufen: 109/50	ISA+15	Go-Around	TURB: 50%	1000 ft: 243/35, Oberfläche: 250/35
#5	Alle Stufen: 109/50	ISA+25	Nur Annäher- ung	TURB: 50%	1000 ft: 243/35, Oberfläche: 250/35

durch mindestens einen primären Datensatz und, falls erforderlich, einen oder mehrere Folgedatensätze. Der primäre Datensatz enthält unter anderem den anwendbaren RNP-Wert, aber auch zwei bis drei Routenqualifizierer, von denen einer den Wert F für RNP AR-Anflüge annehmen muss. Der Verfahrensdaten-Fortsetzungsdatensatz für die Endanflugsequenz enthält u.a. die zugelassenen Dienstgrade. Für RNP AR ist das der RNP-Wert, für LPV-Anflüge ist es LPV [15]. Unsere geltenden DQRs verhinderten an dieser Stelle die Kombination von RNP AR mit LPV, da der Qualifier RNP AR nicht mit LPV als Dienstgrad kombiniert werden konnte. Der Qualifier wird jedoch nur als Filterfunktion von FMSs verwendet, um RNP AR-Anflüge herauszufiltern, wenn das Flugzeug nicht RNP AR-zertifiziert ist.

Stattdessen wurden die Anflüge als fortgeschrittenes RNP (A-RNP) kodiert, wobei eine Aufzeichnung der Wegpunkte vorgesehen ist (die auch für LPV erforderlich ist) und LPV als genehmigter Dienstgrad gilt. A-RNP-Anflüge haben normalerweise einen festen RNP-Wert von 0,3 für den Endanflug, während der Wert für die übrigen Segmente zwischen 1 und 0,3 variiert werden kann [2, S. II-A-1-2]. In unserem Fall erlaubten die geltenden DQRs jedoch, die RNP-Werte auf den primären Aufzeichnungen niedriger als 0,3 zu wählen. Obwohl VPA-Werte normalerweise nicht außerhalb des FAS kodiert werden, berechnen und kodieren wir auch die VPA zwischen den Höhenbeschränkungen an den Wegpunkten während des gesamten Zwischenanflugs, um Sturzflugmanöver im Managed Mode so weit wie möglich zu vermeiden.

## Simulator Bewertung

Nachdem das Verfahren kodiert wurde, wurde es auf einer Flugzeugplattform getestet und validiert. In diesem Fall erfüllt die Simulatorbewertung drei Aufgaben. Erstens soll überprüft werden, ob die gewählte Kodierung zu einer korrekten Darstellung des Anflugs an Bord führt. Er muss als RNP-AR-Anflug behandelt werden, wobei die entsprechenden lateralen und vertikalen Abweichungen für alle Anflugsegmente außer dem Endanflug auf dem primären Flugdisplay (PFD) des Piloten angezeigt werden. Die kodierten RNP-Werte müssen die vom FMS verwendeten sein [2, S. II-C-6-10ff.]. Im Endanflugsegment muss die LPV-Lenkung verfügbar und nutzbar sein [2, S. II-C-5-24ff.]. Zweitens soll bestätigt werden, dass die RNP 0.1

Leistung in allen Anflugsegmenten außer dem Anfangsanflug erreicht werden kann. Drittens soll bestätigt werden, dass der Anflug sowohl bei sehr hohen (ISA+25) als auch bei sehr niedrigen (ISA-32, -20° C Flugplatztemperatur) Temperaturen durchführbar ist. Dies betrifft hauptsächlich die FACH -

FAP-Segment, das bei hohen Temperaturen das Abfangen des LPV-Gleitpfades von oben verhindern muss, aber auch die nicht angewandte doppelte MOC im RF-Schenkel zur FACF bei niedrigen Temperaturen (die wahre Höhe ist niedriger als angegeben). Die Bewertung fand auf dem FT72, einem A350-900 Level D Full Flight Simulator der Lufthansa Aviation Training in München, Deutschland, im Januar 2022 statt [16]. Die Flugbesatzung bestand aus einem Piloten mit A350-Flugberechtigung, der als PIC flog, und einem Verkehrspiloten, der keine A350-Flugberechtigung besaß, aber als Erster Offizier auf einem A320-Flug tätig war. Beide hatten diesen speziellen RNP AR-Anflug zuvor weder trainiert noch geflogen.

Um die gestellten Aufgaben zu erfüllen, wurde der Ansatz sowohl bei Standard- als auch bei Extremtemperaturen und bei Wind getestet, wie in Tabelle 1 zusammengefasst. Der Wind sollte das Erreichen der RNP 0.1-Leistung so anspruchsvoll wie möglich machen, da die TSE in erster Linie durch einen geringen flugtechnischen Fehler (FTE), d.h. die Führungsgenauigkeit des Flugzeugs durch den Piloten oder den Autopiloten, gekennzeichnet ist [17]. Alle Anflüge wurden von einer vorgegebenen Position zwischen WS808 und WS809 gestartet, um das Flugzeug durch den IF in die richtige Konfiguration zu bringen. Das Bruttogewicht des Flugzeugs betrug 185000 kg, 20 t unter dem maximalen Landegewicht [18]. Die letzten beiden Validierungsaufgaben werden auf der Grundlage der Differenz zwischen der simulierten Flugzeugposition, die zusammen mit anderen Parametern während der Bewertung extrahiert wurde, und dem nominalen Flugweg analysiert. Diese Differenz wurde berechnet, indem die seitlichen und senkrechten Differenzen zwischen der simulierten Position und dem nominalen Anflugweg bestimmt wurden. Der analysierbare TSE besteht also nur aus dem Querfehler (XTE) und dem Vertikalfehler (VE) als seitlichem und vertikalem Abstand zum nominalen Flugweg.

## ***Darstellung der Vorgehensweise an Bord***

Bei allen Durchläufen wurde die gewünschte Darstellung des Anflugs erreicht: Die RNP-Werte wurden für alle Segmente korrekt gespeichert und auf der Flugplanseite (F-PLN) des FMS angezeigt, einschließlich RNP 0.1 für den Endanflug und den Fehlanflug. Auf der Navigationsanzeige (ND) erschienen die kodierten RNP-Werte außer beim Endanflug unter dem Localizer (LOC) Führungsmodus des Flugführungssystems und beim anfänglichen Go-around unter dem Go-around Track (GA TRK) Modus. Der GA TRK-Modus erschien nur für 0,5 s auf der Flugmodusanzeige. Auf dem PFD wurden die seitlichen und vertikalen RNP AR-Abweichungsbalken sowie die Anzeige "RNP AR" in grüner Schrift rechts unterhalb des künstlichen Horizonts angezeigt (außer während der oben genannten Phasen). Bei Airbus Fly-by-Wire-Flugzeugen wird das Landungssystem (LS) verwendet, um die für Präzisionsanflüge erforderlichen Winkelabweichungen in Form von magentafarbenen Rauten auf dem PFD anzuzeigen. Bei aktiviertem LS und wie in Abb. 5 gezeigt,

schaltete die RNP AR-Anzeige auf dem PFD korrekt auf das von Airbus mit LPV assoziierte Satellitenlandesystem (SLS) um, und die Rauten erschienen sofort [19]. Diese ersetzen jedoch nicht sofort die RNP AR-Abweichungsbalken, die erst beim Übergang zum Endanflug unter LPV-Führung verschwanden. Außerhalb dieser Phase überlappten sich beide Abweichungsbalken sowohl seitlich als auch vertikal, wenn LS aktiv war, was bedeutet, dass die RNP AR-Abweichungsbalken zu keinem Zeitpunkt während des Anflugs unter RNP AR-Führung verschwanden (siehe Abb. 5). Folglich kompensiert die gewählte Kodierung nicht nur den fehlenden RNP AR Qualifier, sondern stellt die bestmögliche Erfüllung der Anforderungen von Ref. [2] sowohl für RNP AR als auch für LPV, zumindest mit dem von uns verwendeten FMS.

## ***Fehlerleistung und Temperatureinfluss auf den Ansatz***

Abbildung 6 zeigt die XTEs und VEs für alle Läufe. Obwohl starker Wind und Turbulenzen größere XTEs verursachten als ruhige Bedingungen, betrug der maximale XTE über alle Segmente und Flugphasen hinweg 42 m, 23% des maximal zulässigen Wertes von 182,5m.

Der Wind wurde für drei Schichten angegeben (3000 ft Höhe beim Eintritt in den ersten RF-Schenkel, 1000 ft über der Schwelle kurz vor der FACF, Boden). Wir wollten den maximal zulässigen Rückenwind unter RNP AR für 3000 ft erzeugen (entsprechend Wind aus 109° mit 50 kt) und Seitenwind in Bezug auf den Endanflugkurs mit der maximal zulässigen Rückenwindgeschwindigkeit unter RNP AR für 1000 ft über der Schwelle (entsprechend Wind aus 063° oder 243° mit 35 kt) [3, S. 3-5]. Am Boden wurde ein Seitenwind in der Nähe der A350-Betriebsgrenzen realisiert, der bei trockenen Standardbedingungen einem Seitenwind von 35 kt und bei sehr kalten Temperaturen von 25 kt entspricht [20]. Insbesondere der Seitenwind sollte das Flugzeug an die äußere Grenze des RNP 0.1-Korridors treiben und so die größtmöglichen XTEs provozieren. Trotz der Eingabe der angegebenen Windwerte an der Lehrstation wurde der Wind jedoch nicht immer wie angegeben simuliert (siehe Tabelle 1). Im vierten und fünften Durchgang zum Beispiel stellte der Wind am Boden sowie in 1000 ft über der Schwelle den Wind aus der höchsten Schicht dar, was aufgrund seiner Richtung und Geschwindigkeit nicht zulässig gewesen wäre [20]. Nichtsdestotrotz wurde RNP 0.1 während aller Durchläufe beibehalten (siehe Abb. 6).

Bis zum FACF ist die VE nur im Hinblick auf die kodierten Mindesthöhen relevant, die in allen Fällen eingehalten wurden. Ab dem FACF spielen sowohl Abweichungen über (positive VE) als auch unter (negative VE) dem nominalen Pfad eine Rolle. Lauf 1 (dunkelgrün) zeichnete sich durch sehr niedrige VEs bis zu -9 m aus, die bei Wind, aber normalen Temperaturen in Lauf 2 (hellgrün) leicht auf -14 m anstiegen. Bei sehr niedrigen Temperaturen und Wind (Lauf 3, blau) wurde die VE nicht größer, was auf die Verwendung von temperaturkorrigierten Höhenbeschränkungen zurückzuführen ist, um den temperaturbedingten Höhenmesserfehler auszugleichen. Die Korrekturen wurden mit einer elektronischen A350-Flugtaschenanwendung auf der Grundlage der simulierten Temperatur berechnet und vor Beginn des Anflugs manuell in das FMS eingegeben, wodurch die kodierten Einschränkungen überschrieben wurden. Da die Korrekturen verhinderten, dass zu niedrig geflogen wurde, wurde angenommen, dass ihr konsequenter Einsatz bei kalten Temperaturen die teilweise Verwendung der einfachen statt der doppelten MOC ausgleicht.

Die hohen Temperaturen wurden durch ISA+15 (Lauf 4, gelb) und die für den Anflugentwurf verwendete ISA+25 (Lauf 5, orange) dargestellt, jeweils mit Wind. Sie führten zu höheren wahren Höhen und somit blieb die VE positiv, d.h. das Flugzeug flog höher als es sollte. In Lauf 4 betrug die VE +24 m am FACF und

+8 m am FAP, wobei der LPV-Gleitpfad immer noch von unten abgefangen wurde. Dies ist in Abb. 7 dargestellt, wo die VE für die Läufe 1 (dunkelgrün), 4 (gelb) und 5

(orange) ist sowohl in Bezug auf das horizontale FACH - FAP Segment ( $VPA = 0^\circ$ ) als auch auf den LPV Gleitpfad ( $GPA =$

$3,5^\circ$ ) in diesem Gebiet.

Die VE in Bezug auf LPV war an der FACH negativ und wurde zur FAP hin positiv, was das Abfangen des LPV-Gleitpfades von unten ausdrückt. Im Vergleich zu Lauf 1 lag der Schnittpunkt viel näher an der FACH, was auf die temperaturbedingt höhere VE zurückzuführen war: Wenn sich die VE in Bezug auf das horizontale Segment nach oben verschiebt

entlang der y-Achse wird die VE in Bezug auf LPV ebenfalls verschoben, wodurch der Schnittpunkt mit der x-Achse ( $VE = 0$ ) in Richtung der FACP verschoben wird. Das horizontale Segment wurde so angelegt, dass der Schnittpunkt für ISA+25 genau mit der FACP zusammenfällt. Das setzt voraus, dass die tatsächliche VE gleich der ist, die auf der Grundlage der Formeln in Anhang D von Ref. [5] berechneten Formeln entspricht, obwohl sie natürlich auch kleiner sein kann. Bei ISA+15 lag der tatsächliche VE-Wert nur geringfügig unter dem berechneten Wert. Für ISA+25 wurden deutlich größere VEs von +81 m am FACP und +43 m am FAP ermittelt. Die VE in Bezug auf LPV betrug etwa +52 m am FACP und konnte danach nicht mehr auf Null reduziert werden, was bedeutet, dass der LPV-Gleitpfad verfehlt wurde. Der hohe Fehler kann jedoch auf ein unzureichendes Konfigurationsmanagement durch die Piloten zurückgeführt werden, insbesondere auf das Versäumnis, die Geschwindigkeitsbremsen auszufahren, um den Luftwiderstand während des Sinkflugs zu erhöhen, sowie auf die Tatsache, dass der Anflug zu hoch begonnen wurde und daher ständig über dem Zielprofil geflogen wurde. Anhand von Videoaufzeichnungen aus dem Simulator kann der Anflug dennoch anhand der auf dem PFD angezeigten vertikalen Abweichungen bewertet werden. Oberhalb der FACP betrugen sie bei RNP AR 170 ft (51,8 m), was genau der VE in Bezug auf LPV an diesem Punkt entspricht (siehe Abb. 5). Unter der Annahme, dass keine Konfigurationsfehler gemacht werden, sollte die RNP AR-Abweichung gleich Null sein und der Abweichungsstein in der Mitte liegen,

d.h. die Abweichung von 170 ft kann von der tatsächlichen VE abgezogen werden, so dass die VE in Bezug auf LPV bei der FACP ungefähr Null ist.

Dies steht im Einklang mit der Auslegung des Segments FACP - FAP auf der Grundlage von Anhang D, wo die angenommene VE an der FACP genau dem Höhenunterschied zwischen der FACP und dem LPV-Gleitpfad über der FACP entspricht. Es muss jedoch hinzugefügt werden, dass diese Art der Auslegung keinen Spielraum beinhaltet, so dass die geringsten Abweichungen von dem durch die Formeln in Anhang D beschriebenen Verhalten theoretisch zum Verfehlen des Gleitpfades führen können (wie es in unserem Fall des Konfigurationsfehlers der Fall war). Zum Beispiel wird der vertikale Systemfehler kleiner modelliert als unter RNP AR, weil das FTE nicht berücksichtigt wird [5, S. II-1-1-App D-6] [2, S. II-C-6-7]. Aus Zeitgründen war es uns nicht möglich, den Lauf während der Bewertung zu wiederholen, so dass die Flugtauglichkeit des Ansatzes bei ISA+25 noch nicht bewiesen ist.

## Fazit

Ein RNP-AR-Anflug mit RF-Zwischenanflugsegmenten auf ein Endanflugsegment auf der Grundlage von LPV für RWY 33 in Salzburg wurde erfolgreich entwickelt. Um den niedrigsten OCH-Wert zu erreichen,

müssen alle Segmente außerhalb des anfänglichen Anfluges mit einem RNP-Wert von 0,1 kodiert werden. Dies ermöglicht es uns, die Y- und Z-Fläche des OAS-Systems, das das letzte Anflugsegment vor Hindernissen schützt, auf eine Halbbreite von  $2 \times 0,1$  NM zu begrenzen und die X-Fläche nicht künstlich auf die sonst für LPV erforderliche Halbbreite von 0,95 NM zu erweitern. Auf diese Weise gelang es dem vorgeschlagenen Verfahren einerseits, kritisches Gelände innerhalb des Anflugs zu vermeiden und andererseits den OCH von 369 Fuß auf 218 Fuß zu reduzieren. Der Anflug wurde als fortgeschrittenes RNP-Verfahren kodiert, wobei die niedrigeren RNP-Werte auf allen Sequenzen kodiert wurden, mit LPV als autorisiertem Level of Service für den Endanflug und mit einer Aufzeichnung der Wegpunkte. Simulatortests auf einem Airbus A350 Level D Vollflug haben ergeben, dass diese Kodierung ausreicht, um den Anflug zu erkennen.



Abb. 5 Bewertung des Simulators: PFD-Ansicht während Durchlauf 5 beim Passieren der FACF mit aktiviertem LS (oben) und während Durchlauf 1 im Anfangsanflug (unten).

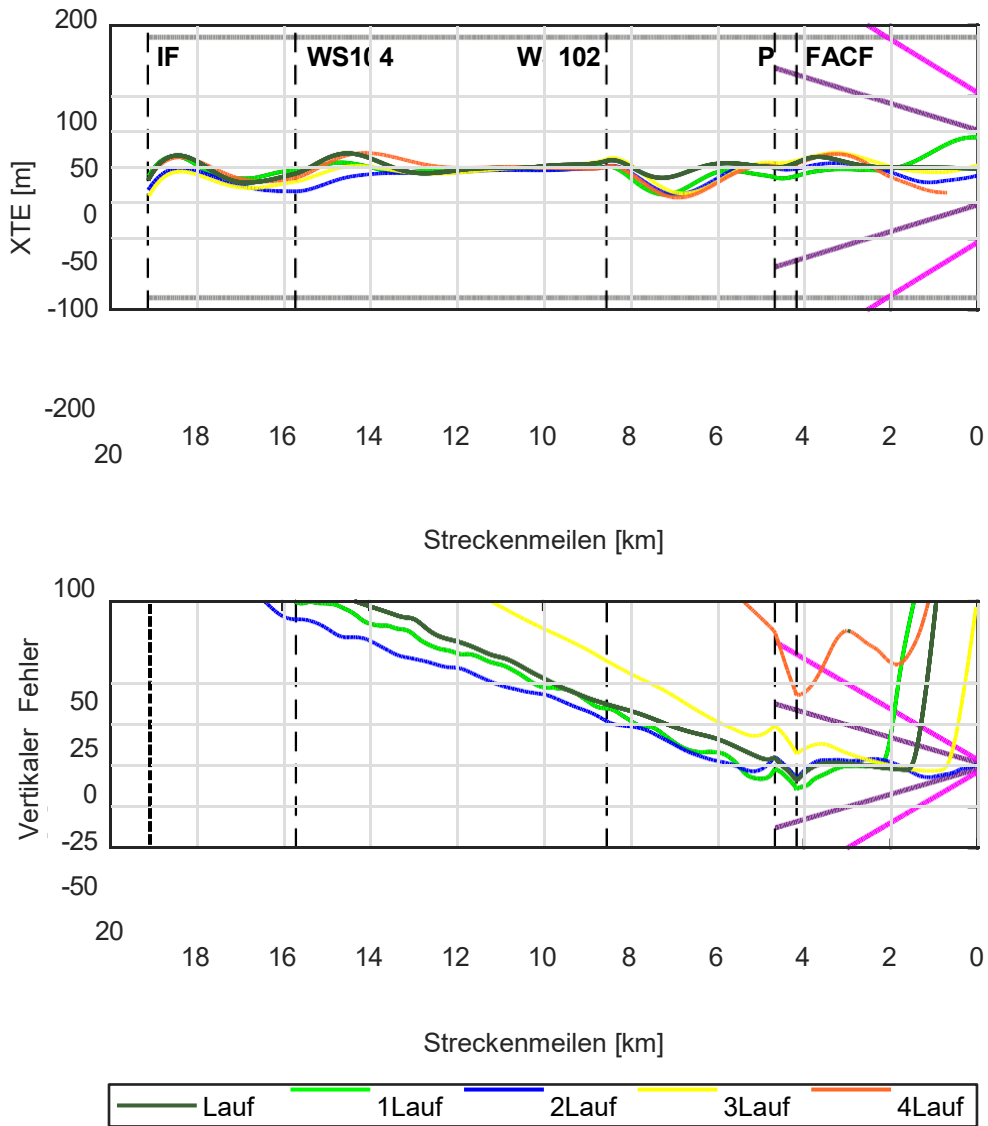


Abb. 6 Bewertung des Simulators: Cross-Track-Fehler (obere Grafik) und vertikaler Fehler (untere Grafik) während der Läufe. Zur Orientierung sind die jeweiligen halben und vollen LPV-Abweichungen in lila und magenta eingezeichnet. Der RNP0.1 TSE-Zwei-Sigma-Wert von  $\pm 182,5$  m ist in grau dargestellt.

und den Piloten als RNP AR präsentiert, wobei die RNP AR-Abweichungssteine mit denen von LPV auf dem PFD überlagert werden können, außer im Endanflug unter LPV-Führung. Während der Läufe wurde die RNP 0.1 Leistung sogar bei maximalem Wind und starken Turbulenzen erreicht, was die Trunkierung des OAS-Systems und die daraus resultierende niedrigere OCH bestätigt. Während die vertikale Fehlerleistung und das Abfangen des Gleitpfades im Allgemeinen reibungslos verliefen, wurde der Gleitpfad aufgrund von Konfigurationsfehlern des Piloten bei der im Anflugdesign angenommenen maximalen Temperatur (ISA+25) verfehlt. Auch wenn wir zeigen können, dass das Abfangen in der korrekten Konfiguration wahrscheinlich ordnungsgemäß erfolgt wäre, sind weitere Bewertungen erforderlich, um zu untersuchen, ob das horizontale Übergangsegment zwischen den RF-Beinen und dem LPV-Segment, dessen Länge wir minimiert haben, möglicherweise zu kurz ist, um den temperaturbedingten Höhenunterschied beim Wechsel zur LPV-Höhe auszugleichen. Aus Sicherheitsgründen ist es auf jeden Fall ratsam, den Anflug auf eine Temperatur knapp unter ISA+25 zu begrenzen, um einen gewissen Puffer für abweichendes Verhalten zu schaffen.

Ein kürzlich unternommener Versuch, dieselbe Kodierung für das Rockwell Collins FMS eines Airbus A220 zu verwenden, scheiterte, weil die von Rockwell Collins auferlegten Kodierungsanforderungen unsere Implementierung nicht zuließen. Außerdem ist es möglich, dass unsere Kodierung nur für eine begrenzte Zeit funktionieren wird, da die nächste Ausgabe des PBN-Handbuchs Änderungen an der A-RNP-Spezifikation vorsieht, bei denen A-RNP unter anderem nicht mehr für das FAS verwendet werden kann [21]. Unter der Annahme, dass die bestehenden DQRs entsprechend aktualisiert werden, wäre unsere Kodierung dann generell verboten, da sie A-RNP für den Endanflug verwendet. Die Aufnahme von geraden Endanflügen, die durch einen FAS-DB geführt werden, in die RNP AR Navigationsspezifikation ist ein wesentlicher Schritt zu einer erfolgreichen Kombination von RNP AR und LPV in der Zukunft. Die derzeitige Routenqualifizierungspolitik im ARINC-Standard 424 [15] muss ebenfalls überarbeitet werden, um sicherzustellen, dass Wegpunktaufzeichnungen, die die FAS-DB-Informationen enthalten, auch für RNP AR-Anflugverfahren verwendet werden können. Die Avionikhersteller müssen dann ihre Systeme entsprechend anpassen, während die ICAO spezifische Regeln für die Gestaltung von RNP AR zu LPV CAT-I Segmenten entwickeln soll, die auf den bewährten Prinzipien der aktuellen Kriterien basieren.

Solange universelle Kodierungslösungen nicht garantiert sind, macht auch die Veröffentlichung von verallgemeinerten Verfahrensregeln keinen Sinn, da diese letztlich auf einer bestimmten Navigationsleistung basieren. Auf der Grundlage unserer Arbeit gehen wir jedoch davon aus, dass OAS-Systeme für RNP AR auf LPV-Anflüge entsprechend dem für die letzten (und verpassten) Anflugsegmente kodierten RNP-Wert (2x RNP-Wert-Halbwertsbreite) eingeschränkt werden können, was selbst für RNP 0,3 einen Vorteil gegenüber herkömmlichen LPV-Anflügen darstellt. Die Kombination aus niedrigeren RNP-Werten für den Endanflug und höheren RNP-Werten für den Fehlanflug muss im Hinblick auf die tatsächliche Navigationsleistung im Falle eines Go-around noch untersucht werden, solange ein FMS-Verhalten wie bei konventionellen LPV-Anflügen nicht gewährleistet werden kann. Hinsichtlich der Zusammenlegung von RF-Beinschutzgebieten mit OAS-Systemen halten wir es für sicher, die bestehenden Regeln an RNP AR anzupassen, sofern der Übergang zur LPV-Führung bei niedrigen RNP-Werten im Zwischenanflug in Richtung LPV-Segment verschoben wird. Ungeachtet möglicher Einschränkungen im LPV-Segment kann dies bei Anflügen, bei denen die Feeder-Segmente engen räumlichen Beschränkungen unterliegen, bereits erhebliche Vorteile bringen.

Schließlich hat die Wahl einer Länge von weniger als 3 NM für den Endanflug bei unseren Versuchen keinerlei Schwierigkeiten bereitet.

Es könnte daher eine Option sein, die Mindestlänge von PANS-OPS zu überprüfen, um in Zukunft flexiblere Anflugoptionen zu ermöglichen.

## Danksagungen

Außerdem möchten wir Ferdinand Behrend von Lufthansa Aviation Training für die Bereitstellung des Datenextraktionsdienstes für den Full Flight Simulator unseren Dank aussprechen. Vielen Dank auch an die PVS Verfahrensvalidierungsdienste für die Bereitstellung von Experten der Flugbesatzung und deren Feedback. Diese Arbeit dient als Masterarbeit von Richard Unkelbach an der TU Berlin.

## Referenzen

- [1] Unkelbach, Richard und Dautermann, Thomas, "Development and evaluation of an RNP AR approach procedure under tight airspace constraints," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 13, No. 3, 2022, pp. 613-625.
- [2] ICAO, "Performance-based Navigation (PBN) Manual, Fourth Edition", DOC9613 2013.
- [3] ICAO, "Required Navigation Performance Authorization Required (RNP AR) Procedure Design Manual, Second Edition," , DOC9905 , 2016.
- [4] ICAO EUR/NAT Office, " EUR RNP APCH Guidance Material ( Second Edition)" , EUR DOC025, Jan. 2021. URL <https://www.icao.int/EURNAT/EURandNATDocuments/EURDocuments/EURDocuments/025-EURRNPAP-CHGuidanceMaterial.pdf>.
- [5] ICAO, "Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations, Volume II: Construction of Visual and Instrument Flight Procedures, Sixth Edition," , DOC8168, Nov. 2014.
- [6] EGNOS User Support, "Verfügbare SBAS/LPV-Lösungen (STC/SB) [Online-Tool]," , Apr. 2021. URL [https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new\\_egnos\\_ops/resources-tools/sbas-avionics](https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/resources-tools/sbas-avionics), Zugriff: 2021-03-07.
- [7] Federal Aviation Administration, "Quick Facts - Wide Area Augmentation System (WAAS)," , Dez. 2021. URL [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2021-12/WAAS\\_quick\\_facts.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2021-12/WAAS_quick_facts.pdf).
- [8] FAA, "Sonniger Himmel für SkyWest in Sun Valley: WAAS-Ausrüstung und ein neuer Ansatz bringen Vorteile für SkyWest", *SatNav News*, Vol. 70, 2021, S. 1-3. URL <http://gps.faa.gov/>.
- [9] Austro Control, *Aeronautical Information Publication (AIP) Österreich*, Austro Control, 2022.
- [10] European GNSS Agency, "EGNOS Safety of Life (SoL) Service Definition Document Issue 3.4," , Apr. 2021.

- [11] Radio Technical Commission for Aeronautics Inc., "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Satellite-Based Augmentation System Airborne Equipment [DO-229E]," , Dez. 2016.
- [12] Ali, B. S., und Taib, N. A., "A Study on Geometric and Barometric Altitude Data in Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) Messages", *Journal of Navigation*, Vol. 72, No. 5, 2019, S. 1140-1158.  
<https://doi.org/10.1017/S0373463319000201>.
- [13] oe24.at, "Neuer Allzeit-Hitzerekord," , Aug. 2013. URL <https://www.oe24.at/oesterreich/chronik/neuer-allzeit-hitzerekord/> 112453258.
- [14] ICAO, "Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations, Volume II: Construction of Visual and Instrument Flight Procedures, Seventh Edition," , Nov. 2014.
- [15] Aeronautical Radio Inc, "Navigation System Database ARINC Specification 424-21," , Jul. 2016.
- [16] Lufthansa Aviation Training, "Full-Flight Simulator Airbus A350-900 (FT72)," , 2022. URL <https://www.lufthansa-aviation-training.com/-/ffs-airbus-a350-900-ft72>, Zugriff: 2021-03-07.
- [17] Zhao, H., Xu, X., Zhang, J., Zhu, Y., Yang, C., and Hong, S., "Lateral Flight Technical Error Estimation Model for Performance Based Navigation", *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 24, No. 3, 2011, pp. 329-336.  
[https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(11\)60039-3](https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S1000-9361(11)60039-3), URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936111600393>.
- [18] Airbus, *A350: Aircraft Characteristics - Airport and Maintenance Planning*, Jul. 2021.
- [19] Airbus, "A350-900 Flight Deck and Systems Briefing for Pilots," , Sep. 2011.
- [20] Lufthansa, *Betriebshandbuch Teil B (OM-B): Aeroplane Operating Matters A350*, Jan. 2019.
- [21] ICAO MID PBN SG5, "Fifth Meeting of the Performance Based Navigation Sub-Group (PBN SG/5) [Slideshow]," , Okt. 2020. URL <https://www.icao.int/MID/Documents/2020/PBNSG5VTC/PPT3-GlobalandRegionalDev.pdf>.

## 6.7. Hardware-in-the-Loop-Simulation von Hubschrauber-Pins-Prozeduren mit GLS-Avionik und einem SBAS-GLS-Konverter

### Abstrakt

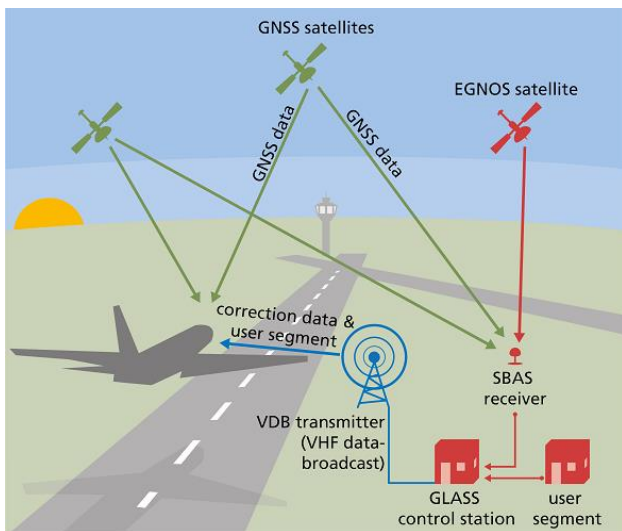
Wir haben ein System entwickelt und gebaut, das die Vorteile der bodengestützten und der satellitengestützten Augmentierungssysteme (GBAS, SBAS) kombiniert, indem es einen Konverter zwischen ihnen einsetzt. Sowohl bei GBAS als auch bei SBAS werden sofortige Integritätsinformationen bereitgestellt, indem die Schutzstufen, eine hohe Wahrscheinlichkeitsgrenze für die berechnete Position, geschätzt werden. Diese wird dann mit der Alarmgrenze des jeweiligen Systems verglichen. Da beide Systeme recht ähnlich sind und das SBAS-Signal heutzutage sogar von preiswerten Empfängern dekodiert werden kann, kann man die Erweiterungsdaten vom SBAS empfangen, sie leicht modifizieren, damit sie in die GBAS-Datenstruktur passen, und diese Daten an ein mit GBAS ausgestattetes Flugzeug senden. Dieses Flugzeug kann dann einen RNP-Anflug mit dem LPV-Segment (Localizer Performance and Vertical Guidance) durchführen, das sonst nicht verfügbar wäre. Dies kann vor allem an Orten nützlich sein, an denen keine Nicht-Präzisions-Minima veröffentlicht sind, wie z.B. beim RNP-E-Anflug auf Innsbruck und Salzburg, oder wo aus räumlichen oder finanziellen Gründen keine anderen Anflugverfahren zur Verfügung stehen. Da es leichte Unterschiede zwischen den beiden Systemen gibt, haben wir dafür gesorgt, dass die Integrität für den Sicherheitsanflugdienst gewährleistet ist. Wir nannten das System GLASS (GLS Approaches using SbaS), bauten einen Prototyp und begannen mit Tests mit echter GBAS-Avionik-Hardware.

Um dies zu erreichen, haben wir eine Hardware-in-the-Loop-Umgebung geschaffen, die es uns ermöglicht, verschiedene Empfänger zu validieren, ohne eine vollständige Flugzertifizierung der Hardware durchführen zu müssen. Wir haben diese Umgebung mit dem DLR-eigenen Full-Motion-Drehflugsimulator getestet, um Punkt-im-Raum-Anflüge während Hubschrauber-Notfalleinsätzen (HEMS) zu fliegen. Der Prüfstand besteht aus einem Orolia GSG5 GPS- und SBAS-Simulator, der sowohl an einen SBAS-Empfänger als auch an einen Funke Avionics GPU400 GLS-Empfänger angeschlossen ist. Der SBAS-Empfänger ist anschließend mit einem GLASS Station PC verbunden, der die SBAS-Korrekturen in GLS-konforme Strukturen umwandelt und sie mit einem Telerad 9009 VDB GLS-Sender ausstrahlt. Dieser Sender ist auch mit dem VHF-Datenübertragungseingang des GPU4000 verbunden. Die Orolia GSG5 empfängt Daten-Updates vom DLR-Flugsimulator Aves (Abbildung 1).

Während der Versuche verhielten sich die Genauigkeit und Integrität beider Empfänger wie erwartet. Der Collins GLU925 zeigte jedoch eine Anomalie: Wenn zwei Korrekturen mit demselben IODE-Parameter gesendet wurden, wurde die zweite ignoriert. Dies schränkt die Verfügbarkeit des Systems unnötig ein. Darüber hinaus stellten wir fest, dass beide digitalen Avionikgeräte den Approach Performance Designator, einen Parameter des Final Approach Segment Data Blocks, nicht auswerteten. Dies erhöht zwar die Integrität, schränkt aber gleichzeitig die Verfügbarkeit ein.

### GLS-Anflüge mit SBAS (GLASS)

Der folgende Absatz und Abbildung 1 sind aus [1] entnommen.



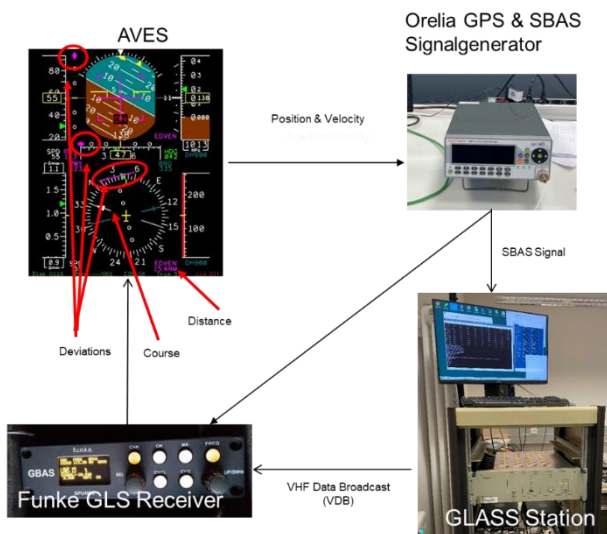
**Abbildung 15 Aufbau und Funktion des GLASS-Systems (GLS-Ansätze auf Basis von SBAS)**

"Als kosteneffiziente Lösung vor allem für Regionalflughäfen beschreiben wir in [2] ein System, mit dem Flugzeuge, die mit einem GLS-fähigen MMR ausgestattet sind, Korrekturdaten, die von einem SBAS-System generiert werden, über das GLS-Datenübertragungssystem empfangen können. Das System wird GLASS genannt und ist in Abbildung 1 schematisch dargestellt. Es empfängt die von einem SBAS-System generierten Korrekturdaten, setzt sie zu einer GBAS-konformen Struktur zusammen und wendet Korrekturfaktoren an, um die Unterschiede zwischen den beiden Systemen auszugleichen. GLASS soll die Vorteile beider Erweiterungssysteme vereinen. Es kombiniert einen SBAS-fähigen GNSS-Empfänger mit einer Datenbank und einer GLS-kompatiblen Datenverbindung. Die vom SBAS-Satelliten empfangenen Korrektur- und Integritätsdaten werden automatisch in GLS-kompatible Strukturen übersetzt und einschließlich des FAS-Datenblocks an den Multimode-Empfänger gesendet. Das Gerät kann sowohl am Boden als auch im Flugzeug installiert werden. Eine erweiterte Version generiert über eine Benutzeroberfläche Ad-hoc-FAS-Datenblöcke, indem sie Basisdaten wie Anflugbahn und Gleitwinkel eingibt, was eine schnellere Einrichtung und Inbetriebnahme ermöglicht. Sowohl für Flughafenbetreiber als auch für Flugsicherungsorganisationen ist der RNP-Ansatz einfach und kosteneffizient zu implementieren, da er keine zusätzliche Installation von Navigationshilfen am Boden erfordert. Ein LPV-GLS-Konverter könnte es Flugzeugen, die bereits mit einem geeigneten MMR ausgestattet sind, ermöglichen, diese niedrigeren Minima zu nutzen und sogar - nach Ermessen des Piloten - automatische Landungen durchzuführen.

Das GLASS-System kann einen besseren Zugang zu Flughäfen ermöglichen, die unter Standortbeschränkungen und widrigen Wetterbedingungen arbeiten."

### Experimenteller Aufbau

Um einen Hardware-in-the-Loop-Test durchzuführen, haben wir eine GBAS-Bodenstation, die auf dem GLASS-Repeaterkonzept [CITE] basiert, mit einem Orolia GSG-5 GPS + SBAS-Konstellationsimulator [3] verbunden. Die GLASS-Station nutzt nur die SBAS-Korrekturinformationen und arbeitet unabhängig von den tatsächlich verfolgten Satelliten. Über einen Hochfrequenz-Signalsplitter haben wir einen FUNKE GPU4000 GLS-Empfänger [4] an denselben GNSS-Signalgenerator angeschlossen. Zusätzlich wurde der GPU4000 über einen Dämpfungswiderstand mit dem VHF-Datenübertragungsausgang des Telerad GBAS VHF-Senders verbunden. Der GPS-Simulator wurde von einem Xplane-Flugsimulator gesteuert und gab Positions- und Geschwindigkeitsdaten mit 10 Hz aus. Der GPU4000 gibt Abweichungsdaten mit 5 Hz aus, die in Xplane oder andere Simulationssoftware zurückgespeist werden können, um dem Piloten eine präzise Führung zu ermöglichen. Xplane wurde im Hubschraubersimulatormodus in der HubSim-Anlage des DLR [5] ausgeführt. HubSim ist ein Hubschraubersimulator mit fester Basis und einem Sichtfeld von 210x95 Grad. Die Außensicht wird von einem Vierkanal-Projektionssystem mit 4096 mal 2400 Pixeln pro Kanal erzeugt. Die Flugsteuerung ist das Control Loading System von Brunner, bestehend aus CLS-P Cyclic, Collective und Pedals (<https://www.brunner-innovation.swiss/>)



**Abbildung 16 Hardware-Einrichtung**

Der Pilot führte einen VFR-Flug aus dem Flughafen Braunschweig heraus durch, ungefähr entlang des Localizer-Anflugkurses für die Landebahn 26, und stieg auf 2000ft AGL. Dann führte er eine Prozedurwende durch und folgte dem 3-Grad-Präzisionsanflugkursanzeiger bei einem Sichtanflug. Die Flugbahn ist dargestellt in Figure 37. Zum Zeitpunkt der Erstellung dieses Artikels war die Integration der GLS-Abweichung in die Simulationsumgebung noch nicht abgeschlossen. Die HubSim ist mit einem Piloten in Figure 36



**Abbildung 17 Hubschrauber-Simulator HubSim mit Pilot**

## Ergebnisse

Figure 37 zeigt die geflogene Strecke in rot. Zunächst startete der Pilot von der Braunschweiger Piste 08 und flog geradeaus auf dem Localizer-Rückwärtskurs mit einem ungefähren Kurs von 083 und stieg auf 2000ft AGL. Dann führte er eine Prozedurwende durch und flog einen visuellen Endanflug auf die Landebahn 26. Der visuelle Endanflug wurde mit Hilfe des simulierten Präzisionsanflug-Wegweisers geflogen. In Figure 37 haben wir als Referenz den idealen Drei-Grad-Gleitpfad (in blau) eingezeichnet, wie er von der GLS beschrieben und über den FAS-Datenblock gesendet wurde.

Figure 38 beschreibt die Ausgabe der GPU 400. Unsere experimentelle Version liefert eine Pseudo-NMEA-Nachricht mit der Ausgabe von Localizer und langsamer Gleitabweichung skaliert von -200 bis +200 mit einer Aktualisierungsrate von 2Hz. Gleichzeitig kann es ein klassisches CDI mit ARINC429 Dateneingabe ansteuern. Bei GLS hängt die maximale Abweichung des Localizers in Grad von den

Parametern "Course width at Threshold" und "Threshold Crossing Height" ab. Um die Ausgaben für verschiedene Anflugpfade vergleichen zu können, haben wir uns dafür entschieden, die Abweichungsdaten im Bereich von  $\pm 200$  Rohdaten zu belassen. In Figure 38 zeigt die blaue Linie den Localizer und die rote Linie die Gleitpfadabweichungen, die während unseres Tests aufgezeichnet wurden. Zu Beginn, wenn der Hubschrauber den Flughafen verlässt und mit maximaler Leistung aufsteigt, bewegt sich der Gleitpfad schnell auf eine volle Abflugposition (+200), während das Flugzeug leicht südlich der Mittellinie fliegt. Bei 240s beginnt der Pilot mit seiner Verfahrenskurve in Richtung Norden und überfliegt den Abfangkurs bei 290s. Er korrigiert schnell zurück in Richtung der Mittellinie von 300 bis 350s. Bei der Durchführung der Kurve erreichte das Flugzeug die Abfanghöhe von 2000ft AGL und die Gleit-zonen bei 340s Simulationszeit. Eine Zeit lang konnte der Pilot auf dem visuellen Endanflug den 3-Grad-Pfad beibehalten, bevor er ungewollt zu hoch wurde.

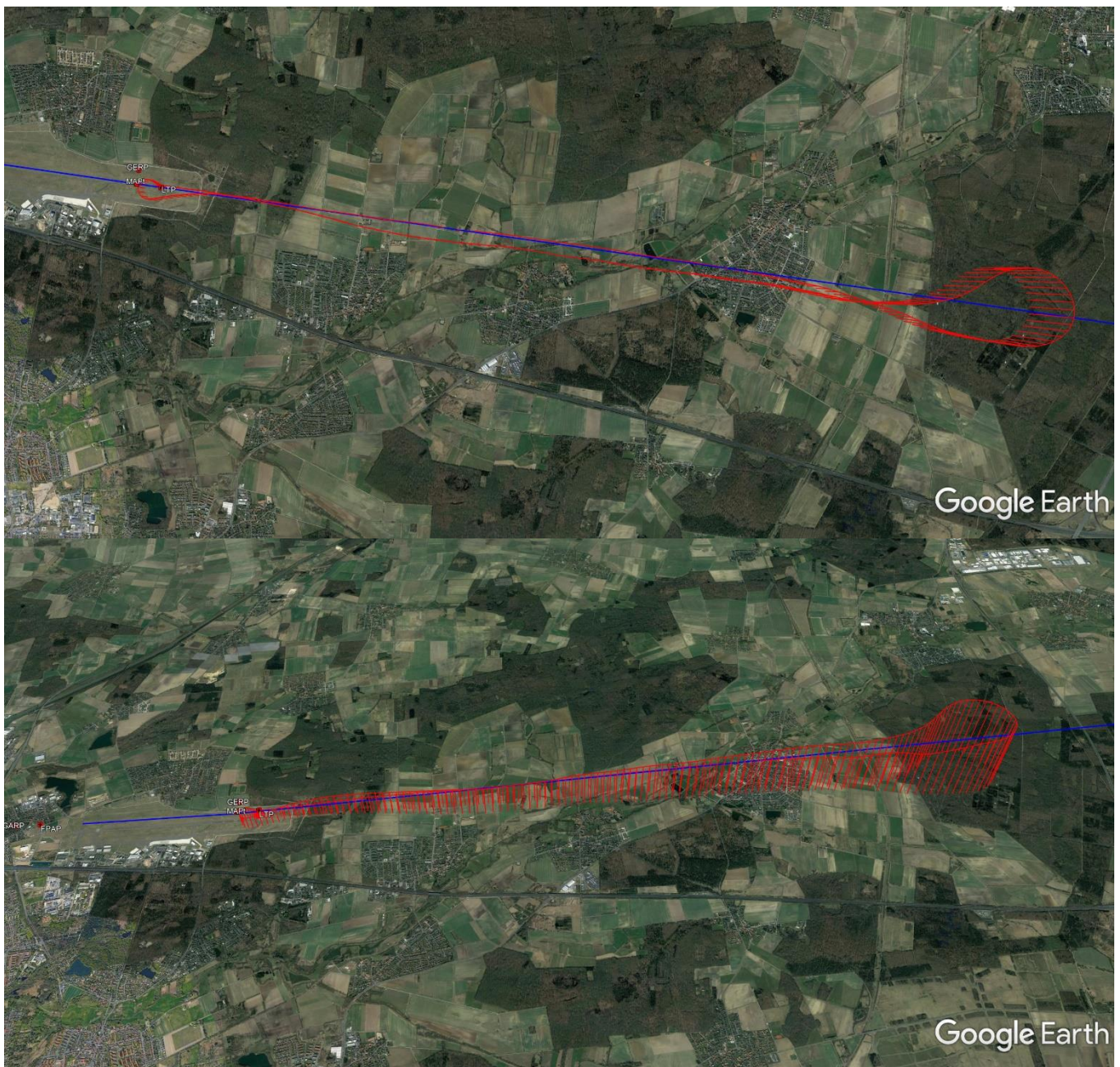


Abbildung 18 Simulierte Strecke

## Schlussfolgerungen

Die Hardware-in-the-Loop-Simulation hat gut funktioniert und kann für Machbarkeitstests vor dem Flug verwendet werden. Wenn Sie einen GNSS-Simulator mit Lebensdateneingabe verwenden, müssen Sie darauf achten, dass keine Verzögerungen bei den Netzwerkdaten auftreten, da dies dazu führt, dass der Hardware-Simulator ein Signal erzeugt, das von einem GNSS-Empfänger nicht verfolgt werden kann. Das Gleiche gilt für ungewollte Ruckler, die die Software des Flugsimulators erzeugen kann. Als Abhilfemaßnahme schlagen wir vor, dass ein solcher Aufbau einen Glättungsfilter implementiert, wenn von der Flugsimulationssoftware eine unstete Datenausgabe erwartet wird.

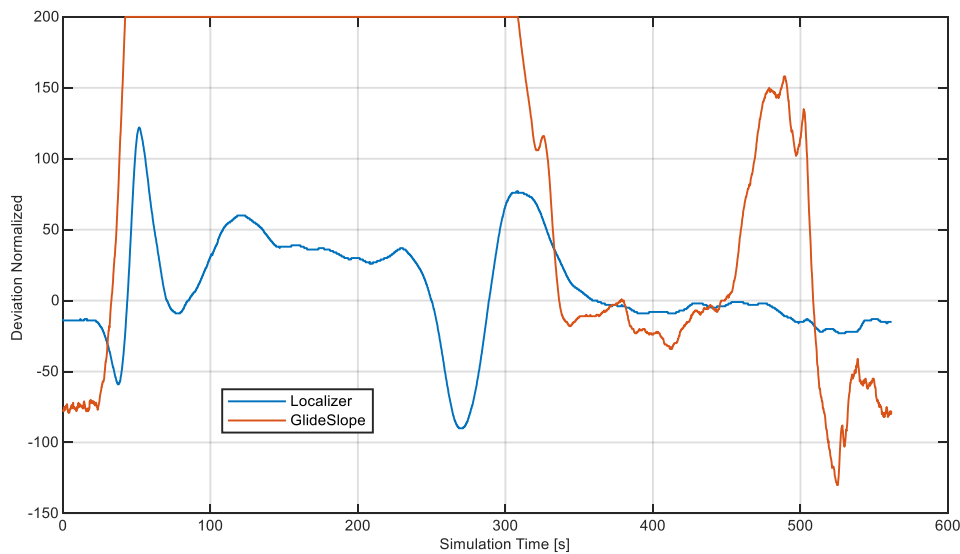


Abbildung 19 GPU400 GLS-Ausgabe.

## Referenzen

- [1] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister und E. Akkogiounoglou, "Benefits for Greek Regional Airports Through Innovative Approach Technology Using an LPV to GLS Converter: A Case Study for Corfu and Thessaloniki", in IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, vol. 36, no. 4, pp. 36-44, 1 April 2021, doi: 10.1109/MAES.2021.3050678.
- [2] Dautermann, T., Ludwig, T., Geister, R. et al. Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter. GPS Solut 24, 37 (2020). <https://doi.org/10.1007/s10291-019-0947-7>
- [3] GSG-5/6 Serie GNSS Simulator Benutzerhandbuch mit SCPI Anleitung, Orolia Teile-Nr.: 4031-600-54001, Revision: 27. Datum: 22-Okt-2019
- [4] Funke GPU4000, <https://www.funkeavionics.de/en/subsystems-avionics/subsystems-avionics/>
- [5] Sven Schmerwitz, Thomas Dautermann, Helge Lenz, Thomas Lüken, GNSS solutions for increased GA and rotorcraft airport accessibility, 45th European Rotorcraft Forum (ERF), Ausgabe 2019, 2019

## **7. Appendix A Scientific Results**

### **7.1. Extending access to Localizer Performance with Vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter**

#### **Abstract**

Currently, many commercial airline aircraft cannot perform three dimensionally guided approaches based on satellite-based augmentation systems. We propose a system to rebroadcast the correction and integrity data via a data link as provided by the ground based augmentation system such that aircraft equipped with a GPS Landing System (GLS) can use the wide-area corrections and perform Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) approaches whilst maintaining the same level of integrity. In consequence, the system loses some availability and the time to alarm is slightly increased. We build a prototype system and present data collected for one week, confirming technical feasibility. There is a loss of 5.3 percent of availability during a one-week data collection cycle in which we compared our system to standalone LPV service. We tested our prototype with two commercially available GLS receivers with positive results and successfully demonstrated the functionality with a conventional Airbus 319 equipped with a standard GLS receiver.

#### **Introduction**

Within the last two decades, aviation navigation has been slowly transitioning from a ground-based infrastructure to rely increasingly on Global Navigation Satellite Systems (GNSS). This has led the International Civil Aviation Organization (ICAO) to standardize a navigation performance concept called Performance Based Navigation (PBN) (ICAO 2012). Within PBN the system performance requirements for navigation equipment are specified as Required Navigation Performance (RNP) for onboard navigation capability with a high level of accuracy and integrity. For precision instrument approaches that utilize three-dimensional angular guidance to a dedicated runway, two possibilities exist to improve the lateral and especially the vertical navigation integrity, accuracy, continuity and availability. On the one hand, GNSS reference stations are distributed over a wide area at precisely known locations. They measure the GNSS signals and send the data to a master control station. The master control station computes correction and integrity information, which is broadcast to the user via a geostationary satellite. This is called the Satellite Based Augmentation System (SBAS). On the other hand, to achieve GNSS augmentation at an airport only, it is sufficient to place two to four reference stations at the airport and have a local processing facility. The correction and integrity information is passed on to the user via a Very High Frequency (VHF) radio data link. This is called the Ground Based Augmentation System (GBAS). In both cases, the user applies the corrections to its GNSS measurements and computes a highly accurate position.

Using a Final Approach Segment (FAS) data block, the aircraft's computer can then calculate angular deviations to a reference trajectory (Dautermann 2014), which result in a guidance signal approximating the classic Instrument Landing System (ILS) (Forssell 2008). For SBAS, the FAS data block is stored in the aircraft's navigation database whilst for GBAS the FAS data block is broadcast as a VHF data message. In both systems, instant integrity information is provided by estimating protection levels, which is a high probability bound for the computed position. This is then compared to the alarm limit of the respective system. Implementation standards for airborne receivers using SBAS are governed by the relevant documents of the European Commission for Civil Aviation Equipment (ED75D 2000) and the Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA 2016) as well as

Acceptable Means of Compliance (AMC) published European Aviation Safety Agency (AMC2028 2012) and (AMC2027 2009). The standards for GBAS ground stations, VHF data broadcast and airborne user receivers are laid out by ED114B (2019) and RTCA (2004) as well as RTCA (2017a) and RTCA (2017b). Instrument approaches using either SBAS or GBAS are currently approved to be flown down to a decision height of 200ft and a runway visual range of 550 meters (ESSP 2016).

It is important to note that SBAS does currently not support automatic landings. Dautermann et al. (2012) describe GBAS research and development that will enable low visibility operations in the near future, supported by multiple satellite navigation system constellations (Felux et al. 2017). Interestingly, the core principle of SBAS and GBAS is identical: pseudorange corrections are provided to the user, who, in turn, applies respective corrections to improve position accuracy and integrity. In addition to those corrections, each system makes available real time information about the quality of the GNSS signal in the form of a Gaussian variance for each pseudorange. With very few exceptions, SBAS is not available in Part 25 (EASA 2018) aircraft used for commercial air transport and GBAS is not installed in small business and general aviation airplanes. A notable exception is the Satellite Landing System (SLS), available as an option on the new Airbus A350 and soon to be available on new A320s. Boeing does currently not offer SBAS on its production airplanes, but GBAS has been a standard option on all 737 aircraft since the -800 model as well as on the 747-8 and 787. Since both systems are quite similar, and the SBAS signal can nowadays be decoded by even low-cost receivers, one could receive the augmentation data from the SBAS, slightly modify it to fit into the GBAS data structure and broadcast this data to a GBAS equipped aircraft. Said aircraft could execute an RNP approach with the Localizer Performance and Vertical guidance (LPV) final approach segment, which would otherwise not be available. This may be especially handy in places where no non-precision minima are published, such as the RNP-E approach into Innsbruck.

Time to alert would be slightly increased by the ground reception, processing and rebroadcasting process. A similar concept was proposed for the local airport monitor concept for GBAS by Shively et al. (2006), Shively (2006), and Rife et al. (2005, 2006), but from the point of view of a position domain monitoring facilitator. Here, we focus on really making the SBAS signal usable for GBAS equipped aircraft, a concept which was called "bent pipe" in Shively et al. (2006) and never fully explored. The Ground Based Regional Augmentation System (GRAS) was a system planned for Australia as a regional augmentation system (Crosby et al. 2000). In lieu of broadcasting regional corrections via a satellite downlink, they were intended to be transmitted via a VHF data link. Here, we want to assemble SBAS corrections at a local facility to mimic GBAS correction and "trick" a GBAS receiver into outputting an SBAS position with the associated SBAS integrity. We call the system GLASS (GLS Approaches using SBAS) and it is simply a converter which provides SBAS data and integrity information using a GBAS channel. Unlike Shively et al. (2006) and the associated references, we do not attempt to increase integrity, nor do we attempt to broadcast GRAS-like regional corrections as described in Crosby et al. (2000). We perform a first assessment of integrity transfer between SBAS and GBAS and show the technical feasibility of using GLASS in GBAS equipped aircraft. Since there are slight differences between the two systems, we need to make sure that integrity for the safety-of-life approach service is ensured.

## **Algorithm and Integrity Considerations**

One of the core integrity functionalities of any airborne GNSS receiver, augmented or not, is the computation of the position uncertainty at the allocated integrity risk. This is referred to as a protection level, which is then compared to a maximum allowable value, the alert limit. If the protection level exceeds the alert limit, the system cannot maintain the required integrity and flags itself as unavailable. In order to ensure full compliance with ICAO standards, the GBAS receiver onboard the aircraft should output protection levels identically to the ones computed by a pure SBAS based receiver. If this cannot be achieved, the protection level must be larger than the one of the pure SBAS receiver, but in turn, this may lead to a degraded availability.

At each epoch, an airborne user receiver utilizing SBAS and certified according to DO229E (RTCA 2016) computes Vertical and Horizontal Protection Levels (VPL, HPL) as

$$\begin{aligned} HPL_{SBAS} &= K_H \sqrt{\frac{\sigma_E^2 + \sigma_N^2}{2} + \sqrt{\left[\frac{\sigma_E^2 - \sigma_N^2}{2}\right]^2 + \sigma_{EN}^2}} \\ VPL_{SBAS} &= K_V \sigma_U \end{aligned} \quad (1)$$

with  $\sigma_E^2 = \sum_i S_{E,i}^2 \sigma_i^2$  is the post correction variance of the modeled error in the east direction,  $\sigma_N^2 = \sum_i S_{N,i}^2 \sigma_i^2$  in the north direction,  $\sigma_U^2 = \sum_i S_{U,i}^2 \sigma_i^2$  in the direction of the local vertical, and  $\sigma_{EN}^2 = \sum_i S_{E,i} S_{N,i} \sigma_i^2$  is the post correction covariance of the modeled error between east and north.  $K_H$  and  $K_V$  are set to  $K_H = 6.0$  and  $K_V = 5.33$  for approach applications with vertical guidance and represent an integrity error bound at the probabilities  $p_{vertical} = 0.98 \times 10^{-7}$  and  $p_{horizontal} = 2 \times 10^{-9}$  at any moment. This stems from the integrity risk allocation that "the probability that horizontal cross-track error or vertical error or both exceed their respective protection levels must not exceed  $2 \times 10^{-7}$  per approach" (RTCA 2016).

The  $\sigma_i$  are the post correction range uncertainties and are composed of the individual errors whose distributions are overbound by zero mean Gaussians. They consist of

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2 \quad (3)$$

where  $\sigma_{i,UIRE}$  is the value extracted from the ionosphere grid data by interpolating the transmitted grid uncertainties  $\sigma_{GIVE}$  and mapping them to the satellite elevation angle.  $\sigma_{i,flt}$  is the residual user differential range error relating to the orbit and clock (RTCA 2016) and is computed by the ground segment and transmitted as part of the fast correction message. It describes the residual error that remains after the application of the fast corrections. The airborne receiver noise and multipath is characterized by  $\sigma_{i,air}$  which varies with airborne equipment quality.  $\sigma_{i,tropo}$  is derived from a constant modeling uncertainty of 12 cm for the troposphere vertical error and converted to a slant value using an elevation mapping function. The square root term in the equation above is the standard deviation of the positioning error in the direction of the largest horizontal eigenvector of the position domain variance-covariance matrix. On the other hand, the GBAS approach service type C protection levels are calculated as the maximum over a set of individual protections levels assuming normal operation ( $H_0$ ) and ground station reference receiver fault ( $H_1$ ). In GBAS the reference receiver performance is characterized by B(ias) values (RTCA 2004), which are constantly computed by the ground subsystem and transmitted via VHF radio. There is one B value per satellite  $i$  in view of receiver  $j$ . Details of the GBAS protection level calculation are stated in DO253d (RTCA 2017b) or ED114B (2019). The VHF data broadcast content and message structure are described in DO245A (RTCA 2004), for example, and are summarized here. For approach services, we have as the expression for the lateral and vertical protection levels ( $X \in \{L, V\}$ ):

$$XPL_{GBAS,appr} = \max[XPL_{GBAS,appr,H_0}, XPL_{GBAS,appr,H_1,j}] \quad (4)$$

where X is lateral or vertical. The protection levels in case of no reference receiver fault are

$$XPL_{GBAS,appr,H_0} = K_{ffmd} \sqrt{\sum_{i=1}^n S_{appr,x,i}^2 \sigma_i^2} \quad (5)$$

where  $K_{ffmd}$  is the fault free missed detection multiplier. In the case of GBAS,  $\sigma_i^2$  is again the post correction range model error variance, but different from the ones used in SBAS aided positioning. In GBAS,

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2 \quad (6)$$

where  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  characterizes the post smoothing pseudorange error,  $\sigma_{tropo,i}$  describes the remaining troposphere error after applying the GBAS troposphere model,  $\sigma_{pr\_air,i}^2$  is a model for airborne

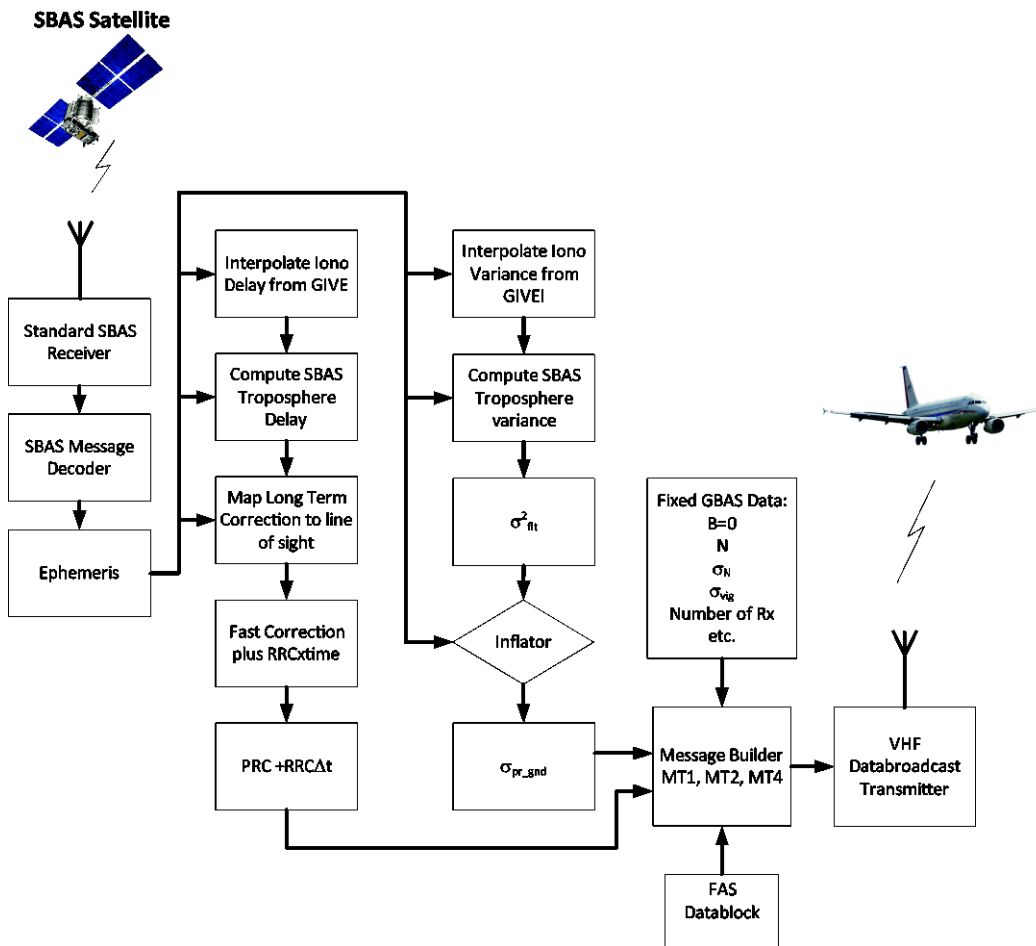
pseudorange noise, and multipath and  $\sigma_{iono,i}$  models the remaining ionospheric error after the application of the correction terms. The protection levels of in the reference receiver fault case are

$$xPL_{GBAS,appr,H1,j} = |\sum_{i=1}^n s_{appr,x,i} B_{ij}| + K_{md} \sqrt{\sum_{i=1}^N s_{appr,x,i}^2 \sigma_{i,H1}^2} \quad (7)$$

and the difference between  $\sigma_{i,H1}$  and  $\sigma_i$  is a  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  inflated by the number of reference receivers divided by the number of reference receivers minus one.

In order to use SBAS via a GBAS receiver and ensure integrity, we must inflate the standard deviations of the GBAS data broadcast such that the lateral protection level computed by the GBAS receiver is equal or larger than the horizontal protection level of an SBAS receiver. The same is true for the vertical protection level. However, unlike the difference between vertical and lateral, here we need not be concerned as much about the difference in the direction of the largest error. Moreover, we must compute the pseudorange corrections (PRC) and range rate corrections (RRC) for each satellite from the individual components of the SBAS broadcast. Since SBAS does not have local ground reference stations, it consequently does not have an equivalent to the B values of GBAS. Like in Shively et al. (2006), we set all B values to zero such that the  $H_1$  protection level is never used.

Figure 1 shows a schematic of our data processing. In the following, we will describe each block of the figure to create a GBAS data broadcast that allows a GLS airborne receiver to use LPV service using SBAS corrected GNSS data. We compare the individual variance contributions and multiplier to ensure that the protection levels computed in the GBAS receiver using SBAS data are at least the SBAS protection levels or larger. For each contribution, we also analyze the PRC component



**Fig. 20** Block Diagram of the GLASS Algorithms. From the SBAS messages and the GPS ephemeris, the pseudorange corrections and a measurement variance is calculated. The variance is inflated and used as  $\sigma_{pr\_gnd}$ . Together with predetermined, fixed parameters and a FAS data block, the GBAS VHF data broadcast is assembled and transmitted.

## Normal Signal Variance and Non-atmospheric Errors

SBAS Systems broadcast is used to assemble a User Differential Range Error (UDRE), and a corresponding indicator (UDREI) per satellite is broadcast as part of the Fast Corrections (FC) to characterize the short-term orbit and clock variations. This index is used in a look-up table to obtain the residual range uncertainties  $\sigma_{UDRE}$ . The  $\sigma_{UDRE}$  is used in computing  $\sigma_{flt}$ , which forms the basis of the computation of  $\sigma_{pr\_gnd}^2 = \sigma_{flt}^2$ .

The non-atmospheric, non-orbit error contribution is called the  $PRC_{FC}$ . These were originally intended to capture the artificial clock degradation of selected availability. Long term corrections to satellite orbit and clock are transmitted as offsets to the Cartesian orbit coordinates  $\Delta\vec{x} = (\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i)$ , rate of change of this offset  $\Delta\dot{\vec{x}} = (\Delta\dot{x}_i, \Delta\dot{y}_i, \Delta\dot{z}_i)$ , clock correction polynomial coefficients  $(\delta a_{f0}, \delta a_{f1})$ , and are called Long Term Corrections (LTC). Using the receiver satellite line of sight, we compute the orbit coordinate offset component along the line of sight and add this to the UDRE and clock correction to obtain a basic PRC for each satellite  $i$ ,

$$PRC_i = PRC_{t_0} + RRC(t - t_0) + \delta a_{f0} + \delta a_{f1}(t - t_0) + \hat{r}_i \cdot (\Delta\vec{x} + \Delta\dot{\vec{x}}(t - t_0)) \quad (8)$$

where  $t_0$  is the time of applicability of the SBAS fast correction. The term  $\hat{r}_i \cdot (\Delta\vec{x} + \Delta\dot{\vec{x}}(t - t_0))$  is the inner product of user-satellite line of sight vector and orbit correction parameters obtained from the long-term correction message.

## Troposphere

The tropospheric correction used by SBAS is a multi-equation model based on wet and dry delay decomposition:

$$TC_{SBAS}(h) = -(d_{hyd} + d_{wet})m(\theta) \quad (9)$$

$$m(\theta) = \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2\theta}} \quad (10)$$

where  $d_{hyd}$  and  $d_{wet}$  are the estimated range delays for a satellite at 90 degrees elevation angle caused by the atmosphere in hydrostatic equilibrium and by the atmosphere's water contents.  $m(\theta)$  is the elevation mapping function from zenith to the current satellite elevation angle.  $h$  is the altitude of the aircraft above the WGS84 ellipsoid, easily transferable to geoid height using an undulation model such as EGM2008 (Pavlis et al. 2008). Both the hydrostatic and the wet delay terms contain a dependency on the height of the receiver above mean sea level ((RTCA 2016), Appendix A-9) as well as tabulated values of pressure, temperature, temperature lapse rate, water vapor pressure, and water vapor lapse rate. For a given installation at fixed latitude all values but the user height can be interpolated rapidly. The residual uncertainty is taken as

$$\sigma_{tropo,SBAS} = 0.12m(\theta) \quad (11)$$

In GBAS, the tropospheric correction is computed according to the RTCA DO253D (RTCA 2017b) as

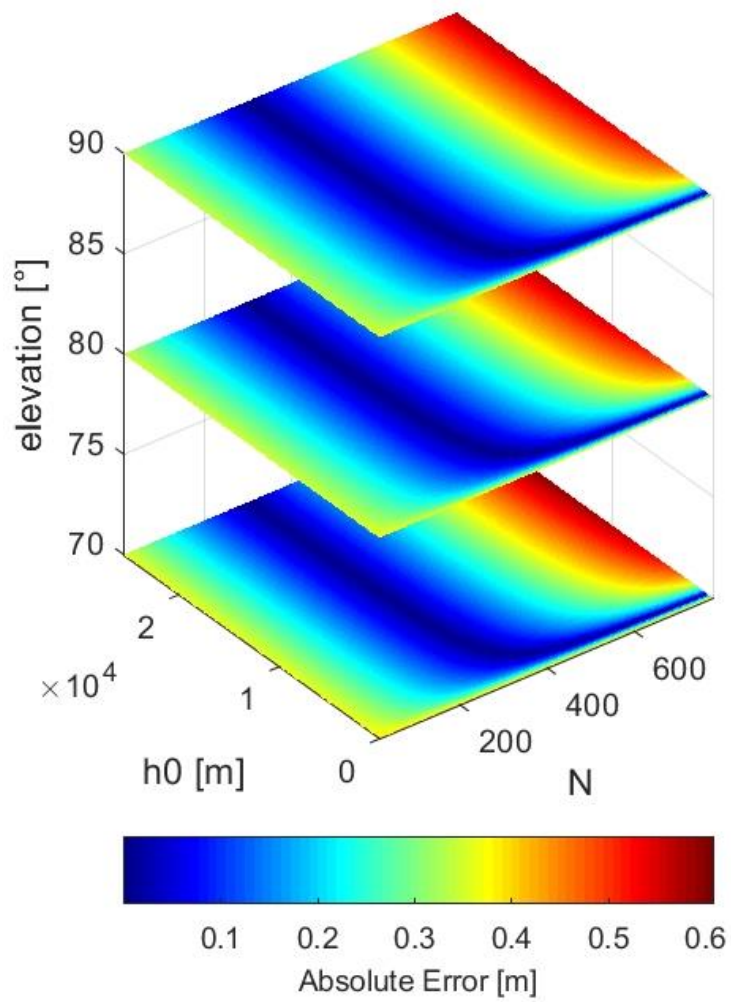
$$TC_{GBAS} = N_R h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2\theta}} \left(1 - e^{-\frac{\Delta h}{h_0}}\right) \quad (12)$$

with  $\Delta h$  being the height difference between the GBAS reference point and the aircraft, and  $\theta$  the elevation angle of the satellite. This tropospheric correction subtracts the part of the tropospheric delay between GBAS ground station and aircraft, assuming that the delays are spatially correlated over the horizontal distance between the two.  $N_R$  and  $h_0$  are the refractivity index and tropospheric scale height from the type two GBAS message. The residual troposphere uncertainty  $\sigma_{tropo}$  after applying this correction is dependent on the refractivity uncertainty  $\sigma_N$ , which is also contained in GBAS message type 2:

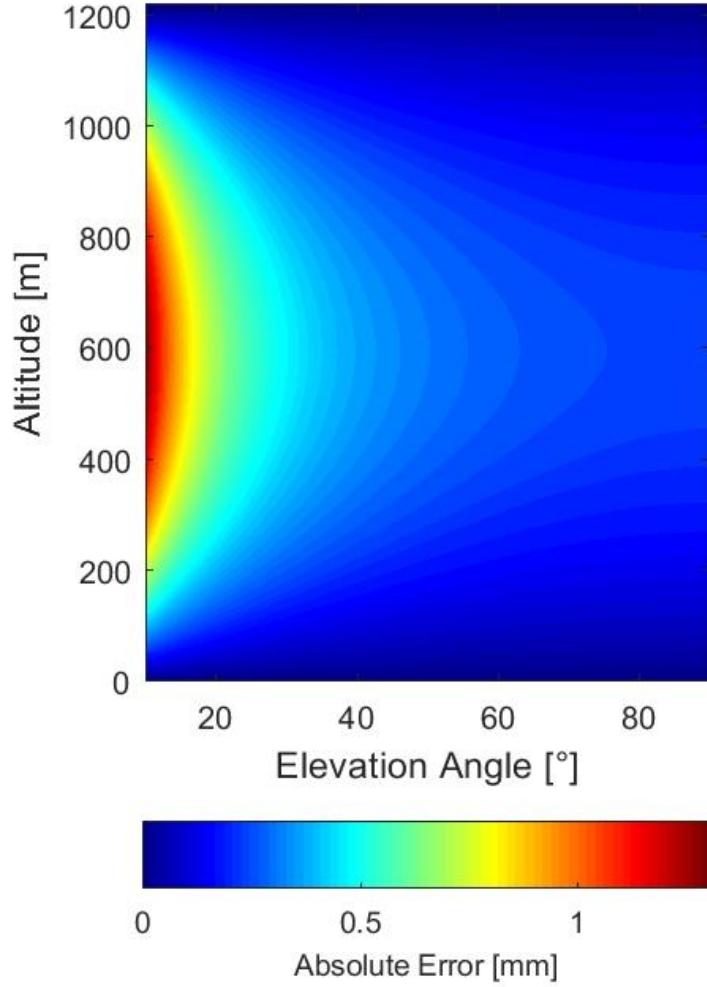
$$\sigma_{tropo,GBAS} = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2 \theta}} \left(1 - e^{-\frac{\Delta h}{h_0}}\right) \quad (13)$$

In order to correctly achieve the SBAS tropospheric correction at the aircraft, we need to set parameters  $N$  and  $h_0$  such that the difference between the SBAS correction and GBAS adjustment is minimized, i.e.  $\min_{N, h_0} [TC_{SBAS}(h) - TC_{SBAS}(h = 0) + TC_{GBAS}(h)]$ . Due to the different models used in the two systems, it is not possible to obtain an optimal solution that minimized this difference for all elevation angles and all aircraft altitudes. The difference increases, the higher the altitude difference between the ground station and the aircraft. The ICAO document for procedure design (ICAO, 2014.) states that "...The FAP should not normally be located more than 18.5 km (10.0 NM) before the threshold, unless adequate glide path guidance beyond the minimum specified in Annex 10 is provided." Ten nautical miles and a three-degree glide path angle translate to an intercept altitude of about 3120ft above ground level. Thus, for our search of the optimal  $N$  and  $h_0$ , we place the aircraft at an altitude of 4000ft above the ground station, much higher than an instrument approach would usually start. We performed a grid search over all possible values of  $N$ , ranging from 16 to 781 and  $h_0$  ranging from 0 to 25500 m as limited by the VHF DataBroadcast (VDB) message structure (RTCA 2017a). The elevation angle was varied from 5 degrees to 90 degrees. An extract from this search is shown in Figure 2.

In general, Figure 2 shows a similar pattern in error behavior for each elevation angle as well as an anti-proportionality of the error with respect to the elevation angle. Since in the position solution SBAS satellites with higher elevation angles are equipped with a higher weight and hence contribute most to the position accuracy, we chose the pair of  $N$  and  $h_0$  which minimizes the error between  $TC_{SBAS}$  and  $TC_{GBAS}$  for a satellite at zenith. Figure 3 shows that this pair ( $N=316$ ,  $h_0=8500$ ), when used for other elevation angles and other aircraft height, only results in a maximum range error of 3mm, which is acceptable and below the pseudorange noise threshold. We choose to set  $\sigma_N = 0$  in the ground station and add the  $\sigma_{tropo,SBAS}$  to the transmitted  $\sigma_{pr,gnd}^2 = \sigma_{pr,gnd}^2 + \sigma_{tropo,SBAS}^2$ . Thus, the tropospheric variance is contained in the transmitted variance  $\sigma_{pr,gnd}$  and will be used by the onboard GBAS receiver.



**Fig. 21** Searching over refractive index  $N$  and scale height  $h_0$  to find the pair to give the smallest error



**Fig 22** Using the value which minimizes the error at high elevation angles for all aircraft height and GPS satellite elevation angles. The largest error is 1.3 mm for the values of  $N=316$  and  $h_0=8500\text{m}$ .

## Ionosphere

In SBAS, the ionospheric corrections and error characterizations are computed using a broadcast grid with associated Grid Ionosphere Vertical Error Indices (GIVEI) and a delay value for L1. The user then interpolates the ionospheric grid at locations where its receiver-satellite line of sight penetrates the ionosphere at an assumed altitude of 350 km above the ground. At the interpolation point, the SBAS user obtains an ionospheric variance  $\sigma_{i,UIRE}$  and an ionospheric correction term  $IC_i$  which is mapped along the line of sight to the satellite using  $F_{pp}(\theta)$ , a vertical to slant mapping function. When using GBAS, the ionospheric correction is part of the measured pseudorange correction, and the ionospheric post correction variance is based on the standard deviation of the ionospheric gradient  $\sigma_{iono,verticalgradient}$  between user and ground station:

$$\sigma_{iono} = F_{pp}(\theta)\sigma_{iono,verticalgradient}(d_{air} + 2\tau v_{air}) \quad (14)$$

where  $d_{air}$  is the distance between GBAS ground station and user and  $v_{air}$  the velocity of the user. Since this term depends on distance, while the ionospheric residual error of SBAS does not, we

chose to set  $\sigma_{iono,verticalgradient} = 0$  in the GBAS station and add the residual ionospheric error variance  $\sigma_{i,UIRE}^2$  to the broadcast  $\sigma_{pr,gnd}^2$ , i.e.  $\sigma_{pr,gnd}^2 = \sigma_{pr,gnd}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2$

Since ICAO PANS-OPS (ICAO 2014) generally decrees a final approach segment of 10 nautical miles or less, we assume this as the maximum distance the GLASS system can be used and compute the largest  $\sigma_{i,UIRE}^2$  along the trajectory and use it in our system.

As the SBAS Ionospheric Grid is coarsely spaced at  $5^\circ$  latitude and longitude, we compute the SBAS ionospheric correction  $IC_i$  at the ground station and add it to the transmitted PRC. In doing so, we introduce a small error in the pseudorange correction, i.e., the difference between the ionospheric correction at the ground station and the ionospheric correction that an SBAS user would compute at his location at a maximum distance of 10 NM. If we assume a maximum distance off 10 NM between user and GLASS station and the maximum possible difference between adjacent vertical delays at grid points of 63.75 m and a minimum elevation angle, the maximum value of this error will be 1.33 m. This error diminishes as the aircraft approaches the GLASS ground station or a reference point at which the SBAS differential corrections are constructed. This is below the maximum undetected error of 1.5 meters, a requirement for GBAS approach service type D for low visibility operations. This error can be covered by sigma inflation as described by van Graas et al. (2004) and Walter et al. (2004).

### Lateral to Horizontal Protection Level Inflation

When computing protection levels, there are subtle differences between SBAS and GBAS: the GBAS system calculates the lateral protection level in the cross-track direction to the final approach path while SBAS calculates horizontal protection levels into the direction of the largest horizontal error. Second, GBAS adds the projection of the along-track error component onto the vertical protection level, whilst SBAS uses the pure vertical error. Due to these differences, we need to inflate the final  $\sigma_{pr,gnd}$  value before inserting it into the GBAS message in order to compute lateral protection levels in the airborne GBAS receiver that are equal or larger than the horizontal one for SBAS. Due to the added along track component, the  $VPL_{GBAS}$  is already larger than the  $VPL_{SBAS}$  and no inflating action is required. However, the lateral error component will always be less or equal to the semimajor axis component, and therefore  $\sigma_{pr,gnd}$  needs to be increased. The inflation affects all protection level dimensions, and with the vertical dilution of precision normally being larger than the horizontal, this will lead to a large increase in VPL. In order to derive the direction of the semimajor axis of the error ellipse, we find the eigenvalues and eigenvectors of the horizontal variance-covariance matrix. The eigenvector corresponding to the largest eigenvalue is the semimajor axis and the largest eigenvalue is the variance in this direction (Sorenson 1980). The inflation factor becomes thus  $\Gamma = \frac{\sigma_{semimajor}}{\sigma_{lateral}}$ .

The broadcast  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  is then

$$\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = \Gamma \sigma_{pr,gnd,i} \quad (15)$$

The airborne receiver is not obliged to use all the satellites for which it receives correction data. In such a case, the needed inflation factor may increase or decrease depending on the broadcast range variance when looking at the various subsets. The need for an increasing inflation factor is captured by the ground processor prior to broadcasting correction data by searching over all usable subsets of satellites and using the maximum  $\Gamma$ .

### K Multipliers

During the certification of both GBAS and SBAS for approach services integrity risk is allocated to the horizontal and vertical protection bounds, the protection levels. This is achieved by setting the  $K$

multipliers in (1), (2), and (4) to the value corresponding to that risk. In SBAS approach applications  $K_V = 5.33$ ,  $K_H = 6$  and in GBAS approach applications  $K_{ffmd} = 5.84$  if  $M = 4$  ground receivers are used. Since in GBAS the  $K$  is dependent on the number of ground receivers used, and in SBAS it is not, we chose  $M=4$  in order to keep the inflation factor at its minimum, keeping in mind that we only want to make SBAS usable in a GBAS receiver. In order to guarantee that our protection levels are equal or larger than standalone SBAS, we need to inflate our broadcast sigma further by at least  $\frac{K_H}{K_{ffmd}} = 1.028$  rounded up to the larger third decimal place such that  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = 1.028\Gamma\sigma_{pr,gnd,i}$

## Sigma Air

For the same airborne accuracy designator, the  $\sigma_{pr\_air,i}$  of GBAS and  $\sigma_{air,i}$  of SBAS are identical. So far, we have modified  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  to include SBAS ionospheric and tropospheric contributions. The corresponding GBAS equivalents were set to zero by adjusting GBAS message type 4. When comparing (3) with (6) it becomes apparent that  $\sigma_{pr\_air,i}$  and  $\sigma_{air,i}$  are not accounted for in the geometric inflation. Therefore, we need to increase  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  more to account for the geometric difference in error propagation.  $\sigma_{air,i}$  and  $\sigma_{pr\_air,i}$  are identically calculated for both systems and reach their maximum value of 0.57 m for a satellite elevation angle of  $5^\circ$  and airborne accuracy designator A. We increase the broadcast  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  factor to account for this worst-case assumption:

$$\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = 1.028\Gamma\sigma_{pr,gnd,i} + 0.57(\Gamma - 1) \quad (16)$$

This solution is overly conservative and assumes a worst-case satellite elevation angle. We can assume that the difference in satellite elevation between an airborne user at a maximum altitude of 10000ft MSL and the system located on the ground is negligible as the GPS satellite altitude is roughly 22000 km. To be conservative, we can subtract 1 degree of elevation and calculate  $\sigma_{pr\_air,i}$  using this value. Then,

$$\sigma_{pr,gnd,i,broadcast} = 1.028\Gamma\sigma_{pr,gnd,i} + (\Gamma - 1)\sigma_{air,i}(\theta - 1^\circ) \quad (18)$$

is the the final expression for the inflated value of  $\sigma_{pr,gnd,i,broadcast}$  used in the GLASS system. We deliberately chose to scale the standard deviation and not the variance, since it is the  $\sigma$  that is used in the VDB broadcast according to RTCA (2016). Note that the above calculation can easily be transferred to variances by mathematical equivalence transformation.

## Alert Limit Scaling

The standards for data transmission in a GBAS system (RTCA 2004) only allow a maximum value of 25.4 m to be entered as a Final Approach Segment Vertical Alert Limit (FASVAL) as opposed to the SBAS LPV approach service FASVAL of 50 m. The GBAS final approach segment alert limits are scaled with distance from the glide path intercept point (GPIP), which is typically about 1000ft upwind of the landing threshold. The scaling equation is  $0.095965H_p + FASVAL - 5.85$ , where  $H_p$  is the height of the aircraft above the GPIP location. This equation is valid up to 1340ft above the GPIP after which the VAL remains at FASVAL+33.35 m. At the same time, the Lateral Alert Limit (LAL) is scaled  $0.0044D + FASLAL - 3.85$ , where  $D$  is the horizontal distance to the Landing Threshold point. This equation is valid up to a distance of 7500 m, after which the LAL stays at FASLAL + 29.15 m. Using a FASVAL of 25.4 m and the GBAS scaling, the vertical alert limit value of 50 m is reached at an altitude of 317.30 m. If we want the LAL to reach its value of 40 m at the same time, the FASLAL must be set to 17.21 m. Using a standard 3 degrees glide path angle, we calculated the obstacle

assessment surfaces according to ICAO PANS-OPS (ICAO 2014.) using the ICAO provided software (<https://www.icao.int/safety/airnavigation/ops/pages/pans-ops-oas-software.aspx>). At the above-mentioned point at a distance of 5741 m from the threshold, the procedure designer uses an APV-1 obstacle assessment surface height of 157.47meters above the LTP with a width of plus-minus 320 m. No obstacle may penetrate this surface without an increase in visibility and/or decision altitude such that the obstacle does not pose a risk to the flight. Thus, the aircraft at an altitude of 317.3 m on the glide path is 159.83 m above the obstacle surface, more than three times the alert limit. This separation increases as altitude increases. From the identified point down to decision altitude, the alert limits are more conservative than required for LPV. Above the point, they are larger, but due to the obstacle assessment performed by the procedure designer, the collision risk is not increased, and the operation does not become unsafe. If the FASVAL were reduced to 16.65 m in order to reach a maximum of 50 m at 1340ft above the runway, availability might become severely downgraded.

## Time to Alert

Generally speaking, ED114B (2019) describes the time to alert as "The time to alert is defined as the time between the onset of the condition where the relative position error exceeds the alert limit and the transmission of the last bit of the message that contains the integrity data that reflects the condition."

The European Aviation Safety agency certified EGNOS for precision approach service and hence it must fulfill the ICAO (2018) requirement of 5.2 s (Annex 10, Appendix B, Section 3.5.7.5.1), The proof remains an unpublished document titled "EGNOS Signal-in-Space System Safety Case Part A (Design, Development & Deployment) Issue 3 from 21 February 2008".

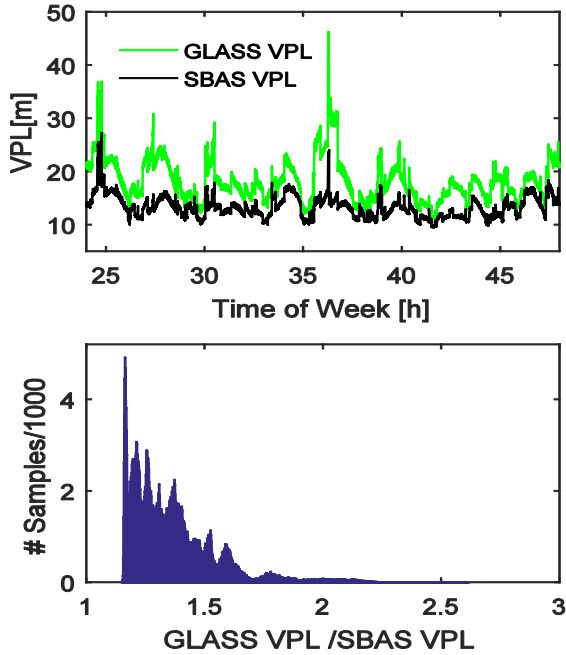
We receive the SBAS data at user receiver level before computing the augmented position. The additional processing as described previously and as shown in Figure 1 does certainly introduce a small delay and increases time to alert. From experience, a process involving inversion of positive definite matrix with sizes less than 50 by 50 elements on modern personal computers takes around 10 ms or less. Since the algorithm described above we can consider this processing time almost negligible. However, a qualitative assessment of the additional time in the conversion process should be performed once the algorithms are programmed in certifiable code, which is out of the scope of this publication. The VHF broadcast message for GLS is updated every 0.5s seconds and the GBAS signal in space time to alert is requirement is 3s (see ICAO (2018), Attachment D, Table D5-C, first row). This yields a total time to-alert of 8.7 s, which is sufficient for an instrument approach procedure designed according to criteria for APproach with Vertical guidance type 1 (APV-1). An APV-1 requires a time to alert of 10 s whilst a precision approach requires 10s according to ICAO (2018), Table 3.7.3.4-1. Unlike a precision approach, an APV-1 has a lowest possible decision height of 250 ft above ground level compared to 200 ft for a precision approach.

## Implementation and bench test

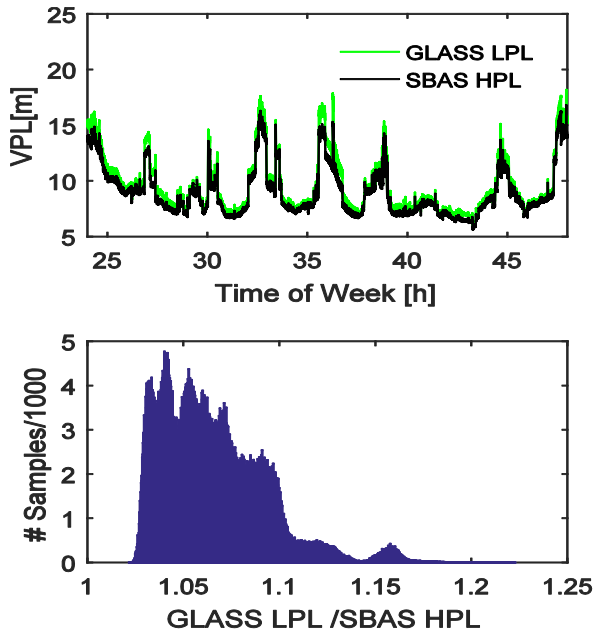
After implementing the necessary algorithms in C++, we connected a 64bit Linux PC running SUSE Linux to an SBAS enabled Septentrio AsteRx3 receiver via TCP/IP. The GNSS receiver was connected to a Leica AR20 choke Ring Antenna located on the roof of the DLR Institute of Flight Guidance in Braunschweig. Our software also calculates at the same time SBAS and GBAS protection levels as well as the positions of the connected antenna. We collected Navstar GPS data at the DLR Institute of Flight Guidance (52.3148848778 N, 10.5634639104 E, 143.364 m in WGS84) over the course of one week from July 15-21, 2018 at 2 Hz and used the final approach segment data block from runway 26 of Braunschweig-Wolfsburg airport.

Figures 4 and 5 show example protection levels of 24 h and histograms using the full one-week data set of the ratios of GLASS LPL to SBAS HPL and GLASS VPL to SBAS VPL, respectively. We can see from only having ratio values above one, that our inflation factor effectively maps the

error location of the semimajor axis of the current satellite geometry into the lateral component of the approach coordinate system used in GBAS. In consequence for the vertical, where inflation is not needed and we also have a higher  $K$  multiplier for SBAS protection levels, we see a larger increase in the ratios between GBAS VPL and SBAS VPL with a minimum above 1.4.

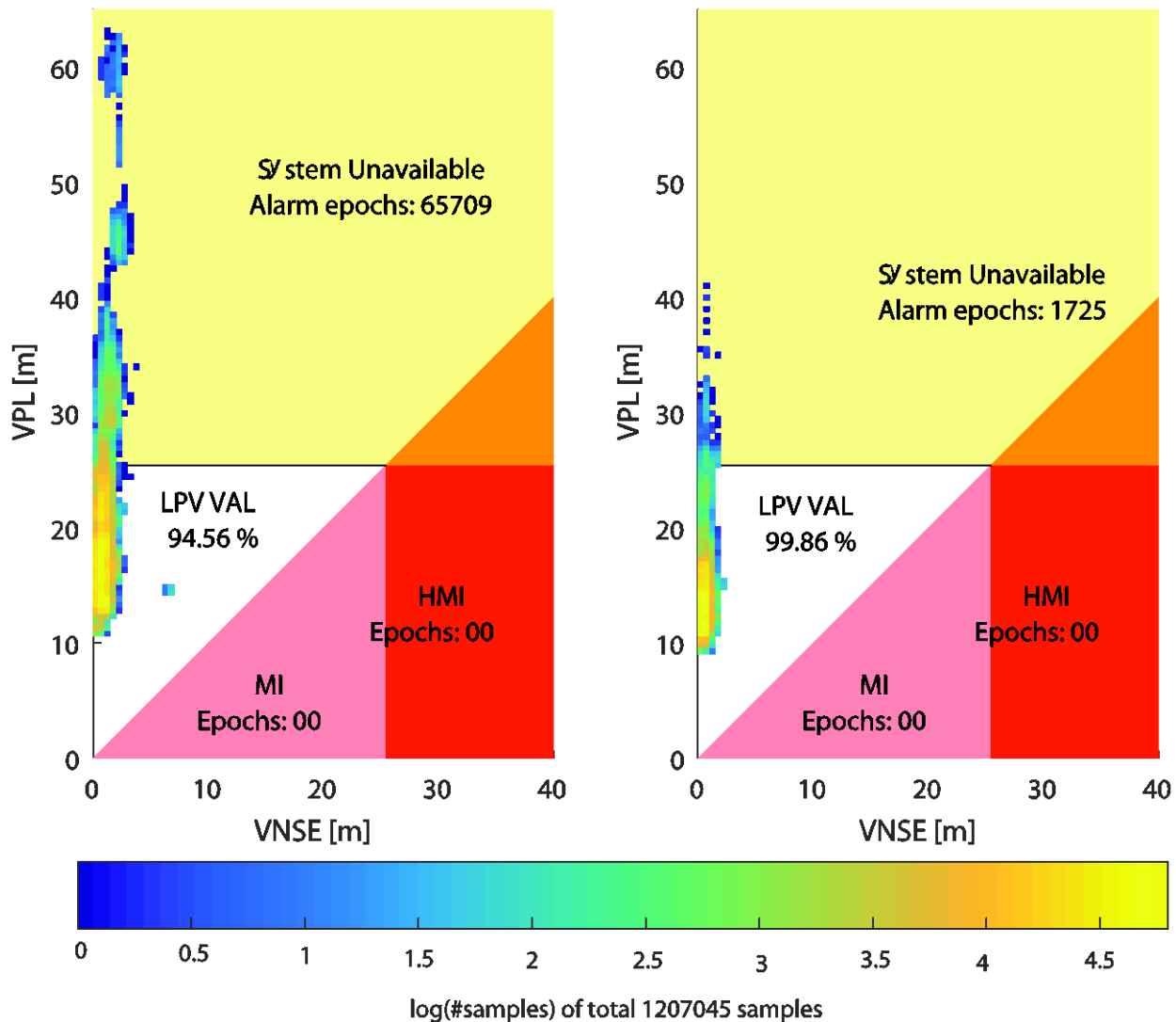


**Fig. 23** Comparison of the vertical protection levels during 24 h (top) temporal evolution of the vertical protection levels (bottom) Ratio of the vertical protection levels for data collected for one week. The smallest value is 1.2



**Fig 24** Comparison of the lateral and horizontal protection levels during 24 h (top) temporal evolution of the lateral and horizontal protection level (bottom) Ratio of the lateral to horizontal protection levels for data collected for one week. The smallest value is 1.025

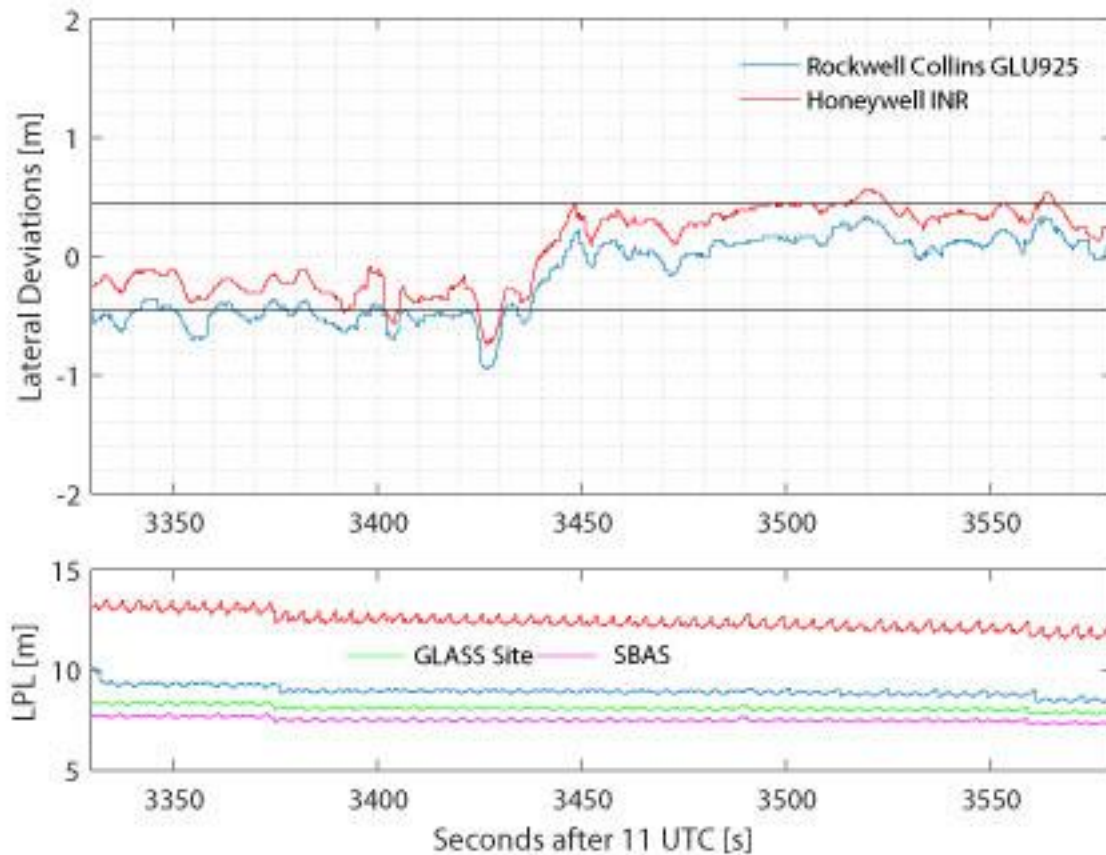
We then plotted the data into a Stanford integrity diagram created by Walter et al. (1999) using the maximum possible GBAS alert limit of 25.4 m. Fig. 25 shows that the system caused 5.44% unavailability due to the inflation of the vertical protection level, which is 5.3% more unavailability compared to the uninflated case. When comparing the pure SBAS integrity plot with the GBAS one, we can easily see the "stretching" of the data in the direction of the abscissa. If the FASVAL for the data was reduced to 16.65 m as mentioned in the previous section, the availability would drop from 94.56% to 43.39%, which surely is not acceptable to any user. Note that the FASVAL is applied here to a static measurement. As mentioned, the GBAS alert limit scales with distance from the airport. In order to have any desired availability, a potential user must evaluate the availability at the limit of the operational use of the GLASS system, i.e., at the decision height.



**Fig. 25 Integrity analysis of the GLASS system** (left) Integrity plot of the GLASS navigation solution vertical component. (right) Integrity plot of the standard SBAS position solution vertical component. The inflation can be recognized by the elongation along the abscissa

Next, we performed a system verification using our test van, a Mercedes transporter, equipped with real avionics hardware. In the vehicle, we installed a red-labeled (non-qualified avionics, used for testing) Rockwell Collins GLU-925 Multi Mode Receiver (MMR) from an Airbus A320 and a Honeywell Integrated Navigation Radio (INR) from the Boeing 787 connected to a Novatel

Pinwheel antenna. Data was collected from both receivers via the ARINC429 bus with a Condor CEI-530ci PCI interface card. For the transmit function, we connected a Telerad EM9009 GBAS VHF Transmitter to the previously mentioned Linux PC. The PC and Telerad were synchronized using a one pulse per second output signal from the Septentrio receiver. The software was configured to broadcast GBAS message types 1, 2 and 4 as specified for the GAST-C service. Using the test vehicle, we tuned the FAS data block of runway 26 at Braunschweig-Wolfsburg airport and drove onto the runway for localizer deviation tests. The GNSS antenna was mounted on the left side of the vehicle slightly behind the driver's head. The driver then tried to keep the left wheels of the van on the runway centerline. The runway centerline is 90 cm wide. At 3420 seconds, the driver tried to correct the vans position such that the deviation would be zero meters. This attempt was unsuccessful; the van and driver combination did not have the capability to steer in the sub decimeter range. Fig 26 shows the result of both navigation receivers. The top panel shows the rectilinear horizontal deviations in meters from ARINC429 label 116 (ARINC429-20 2001). The bottom panel shows the lateral protection level from label 156 as well as protection levels computed at the GLASS installation site. In the top panel, we can see that the rectilinear localizer deviation of both receivers agrees within a few decimeters, with the INR data always being offset to the North (since the runway is more or less in east-west direction). The difference is below the GBAS required accuracy of 16 m and as such within specification. In the bottom panel, we show the lateral protection level for the FAS data block of runway 26 from both receivers as well as the GLASS lateral protection level and the SBAS horizontal protection level computed at the GLASS installation. We see that inflation increases all LPLs above the SBAS HPL. All protection levels follow the sawtooth pattern that is characteristic of SBAS protection levels due to the degradation of the corrections. The same 12 GPS satellites above the mask angle were tracked by all receivers. Interestingly, the Honeywell INR LPL is about three meters larger than the Collins GLU925 LPL. The Collins GLU925 LPL is again roughly one meter larger than the theoretical GLASS LPL computed by the GLASS software. This difference may be due to the models of  $\sigma_{pr,air}$  implemented in both receivers. The large difference between the two aviation receivers could possibly be explained by Honeywell using a very conservative, overbounding, non-standard model for  $\sigma_{pr,air}$ .

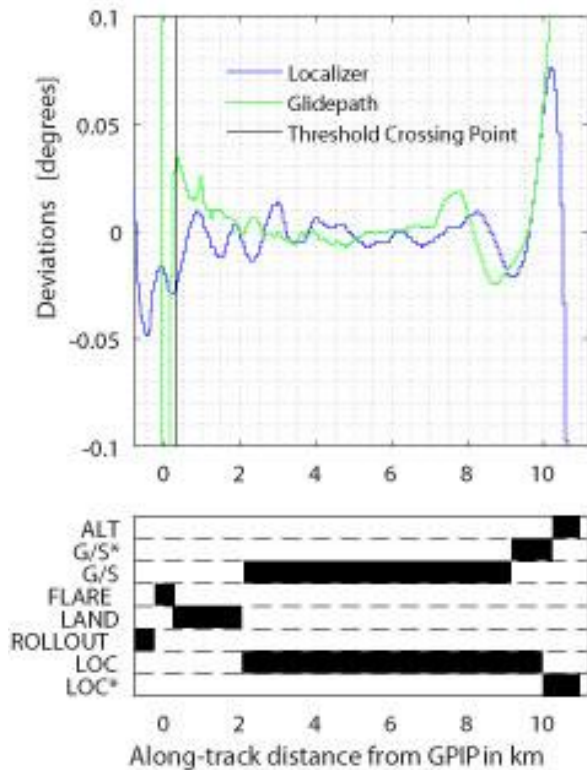


**Fig 26** Dynamic test performed on Braunschweig’s runway 26 using a Rockwell Collins GLU925 and a Honeywell INR. The top panel shows the horizontal deviation output from both receivers. At 3420 s, the van driver tried to correct the deviation to zero but was unsuccessful. The drive technical error was too large to achieve absolute zero. The bottom panel indicates the lateral protection level as computed by the two multi-mode receivers (red and blue), the SBAS horizontal protection level, (purple) and the lateral protection level computed by the GLASS software (green) at the location of the SBAS receiver. Even though it was fed by the same VDB and GPS antennas and both receivers tracked all GPS satellites in view, the LPL output by the INR is three meters larger than the one output by the GLU925.

### Flight Demonstration and Automatic Landing

In order to demonstrate the full functionality of the GLASS system, we chartered an Airbus A319, registration D-AIBI, operated by Lufthansa. This Airbus is one of five within the Lufthansa fleet that have the GLS option enabled and was used in the Single European Sky Air traffic management Research (SESAR) large-scale demonstration projects Automated Approaches to Land AAL (Land 2016). In addition, they are currently also used for GLS automatic land trials in the SESAR very large-scale demonstration project AAL 2. The D-AIBI has two Collins GLU-925 installed, the same type of receiver that was also used for ground bench testing. Due to the encapsulated nature, only a certain subset of ARINC429 data (ARINC429-20 2001) is available via the electronic flight bag connection (Abdelmoula and Scholz 2018). On May 6, 2019, we performed multiple GLASS approaches to runway 26 of Braunschweig-Wolfsburg airport. Fig 27 shows the data recorded during the last approach that was concluded with an automatic landing. The autopilot remained engaged from localizer capture until the end of the roll-out phase. The approaches were flown using the standard RNP approach profile and final approach segment data blocks as published in the German Aeronautical Information

Publication (<http://www.dfs-ais.de/>). The top panel of the figure shows the localizer and glideslope deviations, the bottom panel shows the sequence of the flight management computer's guidance modes with respect to the along track distance from the glide path intercept point with the runway. From four kilometers out until touch down, we can distinguish a small oscillation of about 0.01 degrees in amplitude and about one kilometer in periodicity. When crossing the threshold, the localizer deviation also starts drifting towards a bias of -0.03 degrees in the rollout phase. Of course, since any aircraft during the rollout phase closes in on the localizer azimuth reference point, the angular sensitivity increases, while the inertia of the aircraft, coupled with wheel friction acts as low pass filter on the deviation indication. Moreover, the variation in localizer is indeed very small and barely distinguishable by the pilot on the primary flight display. The aircraft also follows the desired glide path slightly lower than intended beginning two kilometers from touchdown. When closing in on the threshold, the radar altimeter is usually fed into the autopilot in order to guide the aircraft during an automatic flare. Flare, also sometimes called the round-out, is the final aircraft maneuver during the landing phase. Again, the deviation from the glide path is very small and almost not identifiable on the pilots' displays. The cockpit video of this approach can be found as supplemental material to this manuscript.



**Fig 27** Localizer performance and vertical guidance during the approach and automatic landing. The top panel shows the localizer and glideslope deviations, the bottom panel shows the sequence of the flight management computer's guidance modes as a function of distance from the touchdown point. The vertical black line indicates the threshold crossing point.

## Conclusions

The system works as intended with some restrictions in availability due to the protection level inflation and provides SBAS APV-1 capability to GLS equipped users. It maintains the SBAS integrity and time to alert is a combination of the allotments for SBAS and GBAS. Since the SBAS signal is

provided free of charge by most authorities and can be obtained with low-cost receivers, the system provides a cost-effective way to provide GLS approaches based on SBAS (GLASS). The approach remains a 3D approach of type B, also known as a non-precision approach with vertical guidance. For continuity assurance in terms of hardware failure, it is advisable that the processing hardware, SBAS receiver and VDB transmitter is doubled. That way, in case of a single point failure, the continuous operation of the GLASS system is assured. The hardware reliability of the VDB transmitter was already looked at for GLS and could easily be transferred to the GLASS system. The approach procedures could be published as GLS approaches with a higher minimum and a note could be added to the chart that the service is APV only. Alternatively, a GLS channel could be added to the RNP approach procedure chart. Either way, the required pilot training would be minimal. Apart from the extended time to alert, the system mimics a pure SBAS receiver, and it is our belief that not a whole lot of additional certification is required. Thus, the overall cost of the GLASS system can be held low to make it attractive for purchase by airports. Moreover, a portable version of GLASS could be installed airborne using a low power VHF transmitter. This transmitter would feed directly in the VDB input of the GLS receiver. Additionally, when used in this manner, the issue of different ionosphere pierce points does not occur. The GLASS system provides the LPV final approach segment to GLS-only equipped aircraft such as the 737-800. This can enable increased access to airports that are currently not equipped with an xLS type approach such as Innsbruck (LOWI). Especially, approaches in France could be of interest, since the government has officially declared to decommission all category 1 ILS installations in favor of RNP approaches with LPV.

## References

Abdelmoula F, Scholz M (2018) LNAS - a Pilot Assistance System for Low-Noise Approaches with Minimal Fuel Consumption. In Proceedings of the 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 96:1-14

AMC2027 (2009) Airworthiness Approval and Operational Criteria for RNP Approach (RNP APCH) Operations Including APV BAROVNAV Operations, European Aviation Safety Agency, Cologne, Germany

AMC2028 (2012) Airworthiness Approval and Operational Criteria related to Area Navigation for Global Navigation Satellite System approach operation to Localiser Performance with Vertical guidance minima using Satellite Based Augmentation System, European Aviation Safety Agency, Cologne.

ARINC429-20 (2001) Mark 33 Digital Information Transfer System (DITS) Part 1: Functional Description, Electrical Interface, Label Assignments and Word Formats. Aeronautical Radio, Inc, Annapolis, MD

Crosby GK, Kraus DK, Ely WS, Cashin TP, McPherson KW., Bean KW, Stewart JM, Elrod BD, (2000) A Ground-based Regional Augmentation System (GRAS) - The Australian Proposal, Proc ION GPS 2000, Salt Lake City, UT, September 2000, pp. 713-721.

Dautermann T (2014) Civil Air Navigation Using GNSS Enhanced by Wide Area Satellite Based Augmentation Systems. Progress in Aerospace Sciences 67 (0): 51–62.

Dautermann T, Felux M and Grosch A (2012) Approach Service Type D Evaluation of the DLR GBAS Testbed. GPS Solutions 16 (3): 375–387.

EASA (2018). Certification Specification 25: Large Aeroplanes, European Aviation Safety Agency , Cologne, Germany

ED75D (2000). Minimum Aviation System Performance Specification Required Navigation Performance for Area Navigation ED75D. European Organisation for Civil Aviation Equipment (EUROCAE), St. Denis, France

ESSP (2016) EGNOS Safety of Life (Sol) Service Definition Document V3.1, European Satellite Service Provider, Madrid, Spain

ED114B (2019). Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations. European Organisation for Civil Aviation Equipment , Saint Denis

Felux M, Circiu MS, Lee J, Holzapfel F (2017). Ionospheric Gradient Threat Mitigation in Future Dual Frequency GBAS. International Journal of Aerospace Engineering. <https://doi.org/10.1155/2017/4326018>

Forsell B (2008). Radionavigation Systems. GNSS Technology and Applications Series. Artech House, Norwood, VA

ICAO (2012) Performance-Based Navigation Manual, DOC9613 Fourth Edition. International Civil Aviation Organisation, Montreal, Canada

ICAO (2014) Procedures for Air Navigation Services Volume 2. DOC8168-OPS/611. Sixth Edition, International Civil Aviation Organization, Montreal

ICAO (2018) Annex 10 to the Convention on International Civil Aviation: Aeronautical Telecommunications, Volume 1: Radio Navigation Aids, Seventh Edition July 2018

Misra P, Enge P (2006). Global Positioning System: Signals, Measurements and Performance. Ganga-Jamuna Press, Lincoln MA

Pavlis NK, Holmes SA, Kenyon SC, Factor JK. (2008) An Earth Gravitational Model to Degree 2160: EGM2008." In Proceedings of the 2008 General Assembly of EGU. Vienna, Austria: European Geophysical Union, G22A-0

Rife J, Pullen S, Walter T, Phelts E, Pervan B, Enge P (2006) WAAS-Based Threat Monitoring for a Local Airport Monitor (Lam) That Supports Category I Precision Approach. Proc. IEEE/ION PLANS 2006, 468–82.

Rife J, Pullen S, Walter T, Enge P (2005) Vertical Protection Levels for a Local Airport Monitor for WAAS." In Proceedings of the 61st Annual Meeting of the Institute of Navigation 2005, 745–758.

RTCA (2004) Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS). Document 245A, Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington DC

RTCA (2016). Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. Document 229E Radio Technical Commission for Aeronautics, Washington DC.

RTCA (2017a) GNSS-Based Precision Approach Local Area Augmentation System (LAAS) Signal-in-Space Interface Control Document, Document 246E . Radio Technical Commission for Aeronautics , Washington DC

RTCA (2017b) Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment. Document 253E, Radio Technical Commission for Aeronautics , Washington DC

Shively CA (2006) Ranging Source Fault Integrity Concepts for a Local Airport Monitor for WAAS, Proc. ION NTM 2006, Institute of Navigation, Monterey, CA, January 2006, 413-431

Shively CA, Niles R, Hsiao TT (2006) Performance and Availability Analysis of a Simple Local Airport Position Domain Monitor for WAAS. Navigation 53(2): 97–108.

Sorenson HW (1980) Parameter Estimation: Principles and Problems. Marcel Dekker.

van Graas, Frank, Krishnan, Vignesh, Suddapalli, Rajesh, Skidmore, Trent, "Conspiring Biases in the Local Area Augmentation System," Proceedings of the 60th Annual Meeting of The Institute of Navigation (2004), Dayton, OH, June 2004, pp. 300-307.

Walter T, Hansen A, Enge P (1999) Validation of the WAAS MOPS Integrity Equation. Proceedings of the 55th Annual Meeting of the Institute of Navigation, 27-30 June 1999 Cambridge, MA, 217-26.

Walter T, Blanch J, Rife J (2004) Treatment of Biased Error Distributions in SBAS, Journal of Global Positioning Systems Vol 3 (1-2), p. 265-273

## 7.2. Software Safety Assurance in Non-Airborne GPS Based Landing Aids

### Abstract.

This paper investigates the software standard DO-278A from the Radio Technical Commission for Aeronautics according to assurance level 3 to provide a concept for approving software of ground based navigation aids. For this purpose, related literature and standards were reviewed and evaluated for their applicability for proposing such a concept. The resulting approval concept shows our approach for conducting the development process according to DO-278A based on a traditional one and focusing on an activity schedule. Therefore, the paper offers preliminary considerations at first to show the relation between system and software development. In addition, corresponding standards that are related to the development are presented as well. The concept is segmented in three main phases for software planning, realization and verification, which are subdivided and scheduled in specific activities. Each activity consists of an outline describing the contents expected by DO-278A and our approach to organize them. This paper shows our conceptual approach to obtain an approval for software according to DO-278A. This concept is prepared in order to approve a radio navigation aid.

### Introduction

Since 1939 radio transmitters of instrument landing system have provided precision final approach guidance to aircraft intending to land in less than optimal weather conditions [1]. This more than 80 years old technology consists of several ultra short wave antennas located at two installations for each runway as well as the associated hardware. The instrument landing system is to be succeeded by landing aids based on Global Navigation Satellite Systems (GNSS) for improving accuracy, reducing interference and supporting up to 49 approaches per installation. These systems are augmented by differential corrections from the Satellite Based Augmentation System (SBAS) [2] or the Ground Based Augmentation System (GBAS) [3].

These modern systems rely heavily on computer technology to generate, transmit, and apply augmentation data in order to provide highly precise and safe guidance. Therefore, it is important that the processing software and hardware fulfill a preset level of reliability and integrity to ensure the continuous safety of the aircraft approach and landing operation.

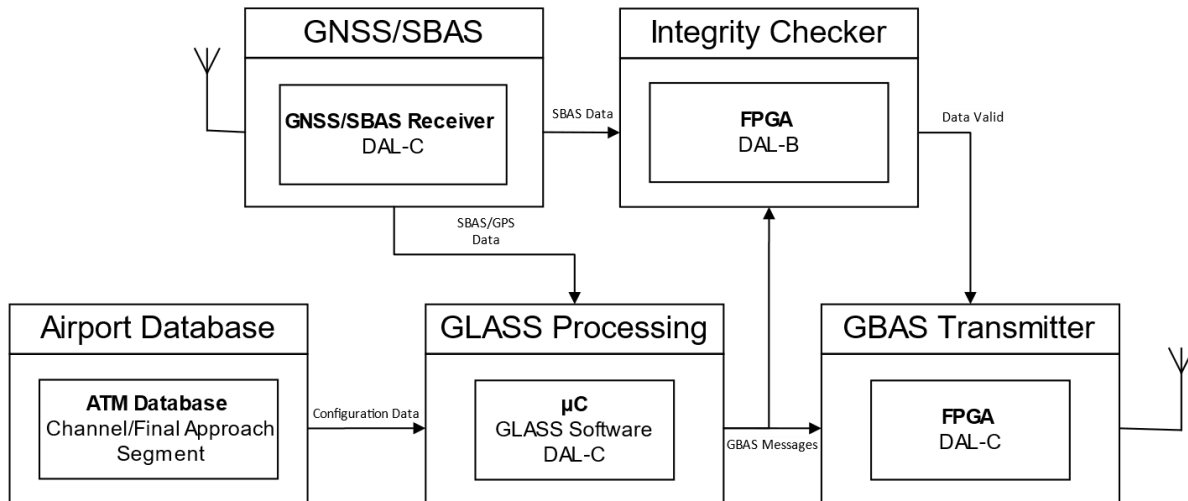
Due to the rapid increase of using software in airborne systems in the 1980s, it became necessary to create a standard that provides guidance for satisfying airworthiness requirements. As a result, the standard DO-178 "Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification" was created. Its scope is to discuss important aspects of software production for airborne systems like objectives for software life cycle processes and previously developed software. [4, p. 1] [5]

Around 1996, a cooperation of European Organization for Civil Aviation Equipment (EUROCAE) working groups and Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) special committees were assigned to ascertain the significance of software safety in ground based systems for Communication, Navigation and Surveillance/Air Traffic Management (CNS/ATM). Then, they established a team to develop material for these systems. That team reviewed the applicability of DO-178B to CNS/ATM systems and developed DO-278 [4]. The development was based on the following principles, among others: First, the guidance to airborne equipment certification should be equal. Second, the guidance for CNS/ATM systems should provide the same software integrity assurance as claimed in airborne systems. Third, differences in regulatory and certification requirements should be considered. [4, p. A-2,A-3]

The community that applies DO-178C is larger than the community of DO-278A and both standards are very similar [6, p. 55]. Therefore, it is useful to consider DO-178C [7] [8] related contents as well.

We proposed a simplified GNSS based landing system providing GLs Approaches using SbaS (GLASS) in [9]. It rebroadcasts the correction and integrity data from SBAS via a GBAS compliant data link. This enables an aircraft equipped with a Global Positioning System Landing System (GLS) to perform Localizer Performance

with Vertical guidance (LPV) approaches. Thus, many such airline aircraft can benefit from already published SBAS based approach procedures.



**Fig. 1.** Proposed System Concept for a GLASS Transceiver

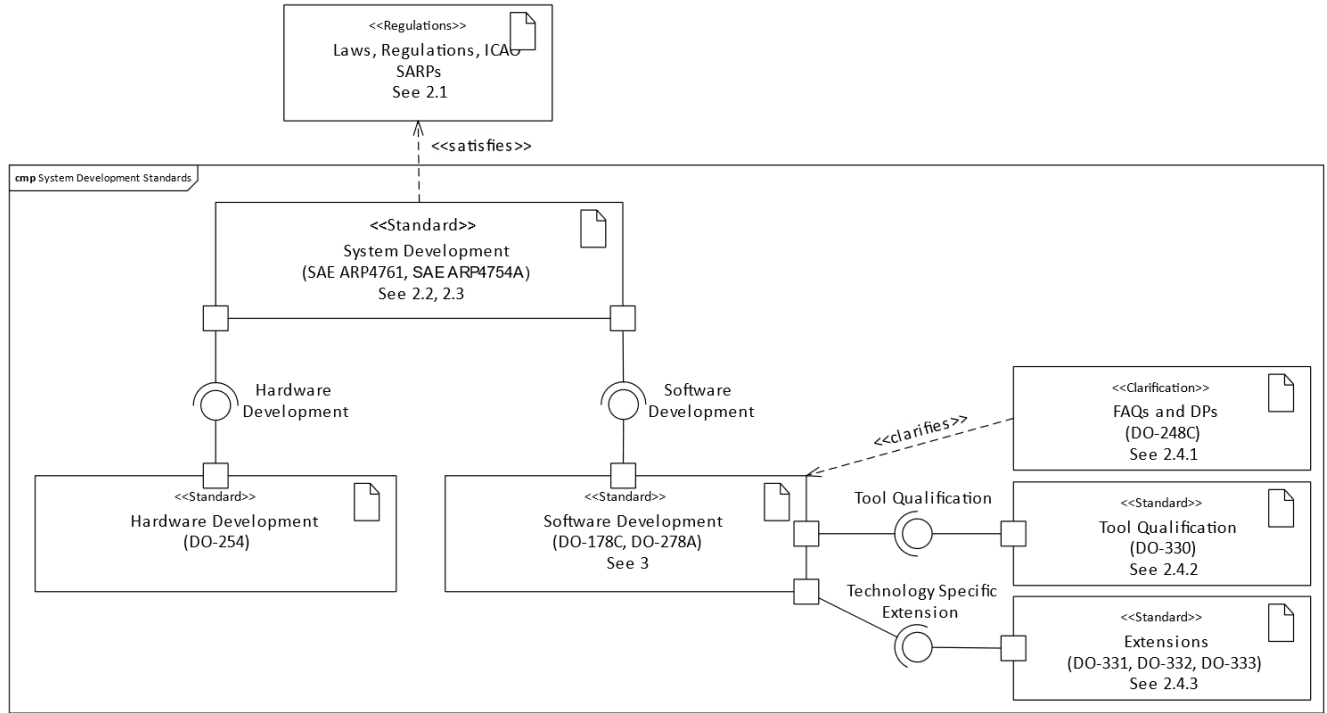
The system concept for such a transceiver is shown in Figure 1. It mainly consists of Commercial-Off-The-Shelf (COTS) components like a GNSS/SBAS receiver, database and GBAS transmitter. However, the GLASS processing and integrity verification unit are custom components. The GNSS/SBAS receiver provides position and integrity data to the GLASS processing and integrity verification unit. Once the GLASS processing unit has converted that data, the integrity verification unit compares this data with its source. If the converted data is approved, the GBAS transmitter can send it. In addition, the Development Assurance Level (DAL) denotes the rigor required for developing the system component. DAL A is the most rigorous level and DAL E the least rigorous one.

Innovative systems fill a gap in the already existing system standardization. Therefore, it can be necessary to fall back on general-purpose standards like Annex Ten to the Convention of Chicago [10], that comprehensively defines the operating conditions of radio navigation aids. Moreover, these systems are unknown to certification or approval authorities that must approve them before putting them into operation. However, for software developed in an aviation context, the Radio Technical Commission for Aeronautics has published the general guideline DO-278A and regarding software in non-airborne systems that impacts aircraft safety. It is considered by approval authorities as an acceptable means of compliance for software safety. Here, taken the GLASS system as an example, we develop and assess the software approval concept for a ground based navigation aid in preparation for certification.

### **Preliminary Considerations and Corresponding Standards**

Software development is not a self-contained activity as it depends on constraints like the proposed processor, the concomitant specific compiler tool chain and interfaces to other components. Moreover, depending on the intended application and its context, several other standards such as for developing hardware [11], qualifying software tools [12] and conducting safety assessments [13] must be considered as well.

These relations are outlined in Figure 2. The artifact on the left side represents national and international regulations and standards for aviation that must be fulfilled. For this purpose, there are standards for system development, which are responsible to fulfill regulations and conducting the Safety Assessment Process (SAP), among others. Since the system development allocates functionality to hardware and software, there are respective standards that are represented by the means of the center standards. On the right side are artifacts connected to the software standard representing further documents that are directly related to it.



**Fig. 2.** Component Diagram of Corresponding Standards

Since DO-278A is a standard that will be used in aviation, an aviation related system safety assessment needs to be carried out to obtain system related software requirements as the assurance level (AL) for software development. The AL assigns the exhaustiveness with that a software component needs to be developed [4, p. 140]. DO-278A offers six ALs, where AL1 denotes components whose malfunction results in catastrophic failure conditions, whereas AL6 denotes components that do not affect aircraft safety [4, p. 14].

As shown in Table 1, the assurance level has a great influence on the effort to obtain an approval.

TABLE 1  
COMPARISON OF APPROVAL ASPECTS ACCORDING TO THE ASSURANCE LEVEL [14, P. 33], EXTENDED AND ADAPTED TO DO-278A

DO-278A Aspect	AL1	AL2	AL3	AL4	AL5
Classification of Failure Condition	Catastrophic	Hazardous	Major	Not associated	Minor
Number of Objectives	71	69	62	41	26
Independence	High	Medium	Low	Low	Very Low
Low-Level Requirements	Yes	Yes	Yes	No	No
Statement Coverage	Yes	Yes	Yes	No	No
Decision/Condition Coverage	Yes	Yes	No	No	No
Modified Condition/Decision Coverage	Yes	No	No	No	No
Configuration Management	Tight	Tight	Medium	Medium	Low
Source to Binary Correlation	Yes	No	No	No	No

Requirements Correlate to Target Processor	Yes	Yes	No	No	No
Architecture and Algorithm Verification	Yes	Yes	Yes	Yes	No
Code Reviews	Yes	Yes	Yes	No	No
Software Quality Assurance Transition Criteria	Yes	Yes	Yes	Yes	No

### ***Legal Considerations***

Depending on the country in which the radio navigation aid should be taken into operation, legal regulations must be considered. The German law stipulates in § 4 of the German Air Traffic Control Equipment and Device Type Approval Regulation (FSMusterzulV, see [15]) that requirements concerning devices for air navigation services are published in an official journal called News for Aviators (NfL). For instance, this official journal published the Notification concerning the Requirements for Type-Certification of GBAS Ground Facilities as Aeronautical Radio Navigation Stations, which refers to several other standards like Society of Automotive Engineers (SAE) Aerospace Recommended Practice (ARP) 4761 for conducting the SAP and ED-109 for software safety [16].

### ***Safety Assessment Process***

Before the software life cycle starts, the SAP needs to be started as it allocates an AL for each software component. However, as mentioned in [4, p. 7], a complete system life cycle process description is not part of DO-278A, but can be found in other industry documents as the following. Typically, SAE ARP4754A “Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems” [17] and SAE ARP4761 “Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment” [13] can be used for system life cycle processes [18, p. 14] [6, p. 14,33-34].

The SAP according to SAE ARP4761 is a qualitative one and can be a quantitative process that includes generation and verification of requirements. This process begins with a Functional Hazard Assessment (FHA) that identifies and classifies failure conditions associated with single or combined functions. Its objective is to identify every failure condition with rationale for its classification and establish corresponding safety objectives. Then, the Preliminary System Safety Assessment (PSSA) examines the proposed system architecture to determine how failures can cause functional hazards identified by the FHA. Moreover, it establishes safety requirements to meet safety objectives that are identified by the FHA. For that purpose, the PSSA usually consists of a Fault Tree Analysis, Dependence Diagram, or Markov Analysis, and should include a Common Cause Analysis. Finally, when the system is implemented, the System Safety Assessment (SSA) evaluates if the safety objectives and requirements of the FHA and PSSA are met. The SSA is based on the methods that are used in the PSSA and verifies that all significant effects are considered. [13, p. 12,15]

### ***Assurance Level Determination Procedure***

The assurance level can be basically determined analog to the procedure that is indicated in ED-114A, see [19, p. 24-25]. That procedure consists of the following three steps:

4. Determination of risk budgets

In the context of radio navigation aids, the International Civil Aviation Organization (ICAO) GNSS Standards and Recommended Practices (SARPs, s. a. [10, p. 3-72, APP B-122, APP B-125]) define the allowed risk budgets for flight operations or ground equipment. They are further divided in integrity and continuity risks.

5. Relation to failure classifications

Based on the determined risk, the European Union Aviation Safety Agency (EASA) provides in Certification Specification (CS) 25 the relation between quantitative risks and qualitative failure classifications in Acceptable Means of Compliance (AMC) 1309. See [20, p. 2-F-40 to 2-F-78].

6. Allocation of assurance levels

The ALs will be allocated according to their quantitative failure classification in [4, p. 14]. See also the classification of failure conditions in Table 1.

Additionally, if the software can be partitioned in isolated components during the SAP, they can be assigned with different assurance levels. The independence can be achieved if each software component will be executed on separate hardware or the software provides provisions for ensuring independence of its components. [4, p. 11,16-17]

### ***Standards belonging to DO-278A***

DO-178C and DO-278A can be called “core documents”, since they are intended to be technology-independent. Other documents, like technology specific supplements, build upon them. In the scope of these standards, there are five documents that are closely related. At first, there is DO-248C for Frequently Asked Questions and Discussion Papers. Second, there is DO-330 for tool qualification if development related tools must be qualified. Finally, there are three technology supplements that extend the core documents, namely DO-331 for model-based development, DO-332 for object-oriented technologies and DO-333 for formal methods. [6, p. 54-55]

### ***Supporting Information (DO-248C)***

The supporting information document provides Frequently Asked Questions, Discussion Papers, and rationale for both the industry and authorities. They do not provide additional guidance, but clarification to the guidance of the core documents. The Frequently Asked Questions section provides short and concise answers to questions that can be answered in up to two pages, whereas longer answers are covered in the Discussion Paper section. Moreover, the rationale section provides background information to support the understanding of DO-178C and DO-278A. DO-248C recommend being used by looking for keywords in appendix C or references of the corresponding core documents sections in appendix D. [18, p. 1-2] [21]

### ***Software Tool Qualification (DO-330)***

Software tools are widely used in the context of software development. Typical tools are compilers, code or documentation generators, test, and modification management tools. They can improve system safety, but also can have a negative impact on system safety if they are erroneous. Thus, these tools should be qualified to ensure the functional correctness and to avoid risks. [12, p. 1,5] [22]

As mentioned in [4, p. 88] a “Qualification of a tool is needed when processes of this document are eliminated, reduced, or automated by the use of a software tool without its output being verified as specified”. Due to the wide range of this requirement, there are three criteria established regarding the potential safety impact of the software tool.

- Criteria 1  
Tools that affect the resulting software directly [4, p. 89].  
Examples: Code or configuration file generators, compilers, linkers and requirements management, design and modeling tools [6, p. 230].
- Criteria 2  
Tools that automate verification processes and can fail to detect an error. Its output is used to justify the elimination or reduction of verification or development processes. [4, p. 89]  
Examples: Static code analyzers that replace source code review (verification step) and reduces design mechanisms like overflow detection (development step) [6, p. 322].
- Criteria 3  
Tools that can fail to detect an error in its intended use [4, p. 89].  
Examples: Test case generators, structural coverage tools, and static code analyzers [6, p. 320].

These criteria lead together with the assurance level to the Tool Qualification Level (TQL) as shown in Table 2. The TQL results in several objectives that must be satisfied to obtain the approval for using the tool. DO-330 offers up to 76 objectives in total and the more rigorous the TQL, the more objectives need to be satisfied.

TABLE 2  
CORRELATION OF ASSURANCE LEVEL AND SOFTWARE TOOL CRITERIA WITH TOOL QUALIFICATION LEVEL [12, P. D-9].

Assurance Level	Criteria 1	Criteria 2	Criteria 3
AL1	TQL-1	TQL-4	TQL-5
AL2	TQL-2		
AL3	TQL-3	TQL-5	
AL4	TQL-4		
AL5			

### **Supplements (DO-331, DO-332, DO-333)**

As already mentioned, there are three supplements that extend the core documents. They add objectives for technology-specific guidance.

At first, there is DO-331 for model-based development. As mentioned in [23, p. 82] [24], a model is “An abstract representation of a given set of aspects of a system that is used for analysis, verification, simulation, code generation, or any combination thereof. A model should be unambiguous, regardless of its level of abstraction.” The main reason for using model-based development is to reduce the development time, cost, and potential human errors as the complexity of the life cycle will be reduced due to the use of models and qualified code generators [6, p. 345].

Secondly, there is the DO-332 supplement for object-oriented technology and related techniques. That document characterizes object-oriented technologies as “a paradigm for system analysis, design, modeling, and programming centered on objects.” [25, p. 3]. Object-oriented technologies are well-known software development technique used in many systems including safety-critical systems. Since that technique has advantages like reusability and a strong tool support, it can be desirable to use it in aviation [6, p. 360].

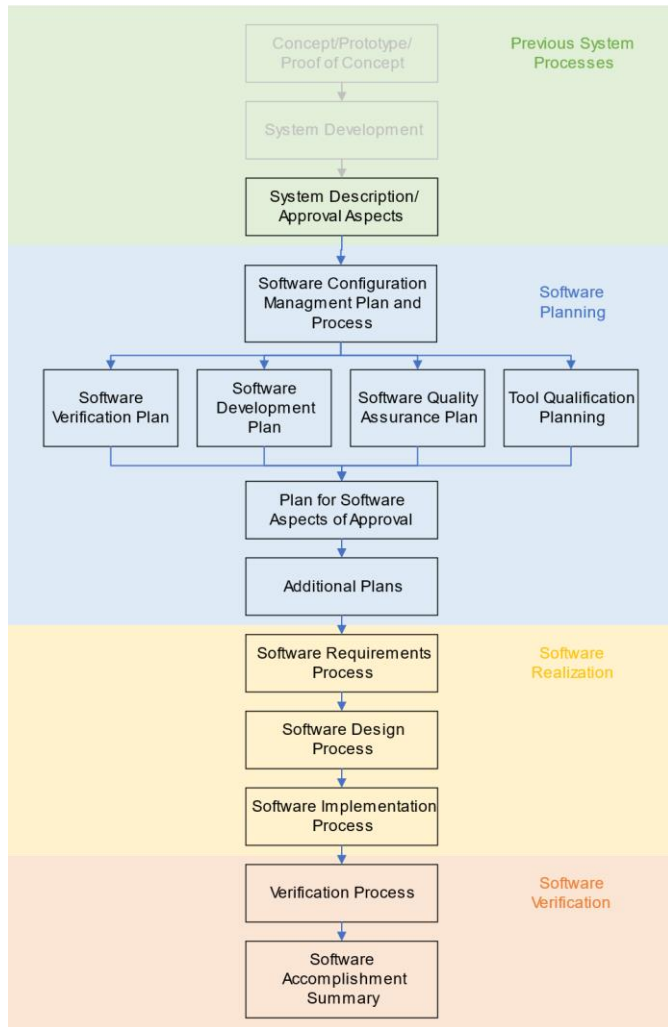
Finally, there is DO-333 for formal methods. That document defines formal methods as “Descriptive notations and analytical methods used to construct, develop, and reason about mathematical models of system behavior. A formal method is a formal analysis carried out on a formal model.” [26, p. 58]. As a result of that definition, the application of a formal method comprises two activities, namely modeling and analysis. Hence, both terms are further defined. A formal model is “an abstract representation of a given set of aspects of a system that is used for analysis, simulation, code generation, or any combination thereof.” [26, p. 58]. For this purpose, the model is described in a mathematical form [26, p. 58]. A formal analysis is “The use of mathematical reasoning to guarantee that properties are always satisfied by a formal model.” [26, p. 58]. In consequence, formal methods can improve the software development process as they can guarantee the software compliance with the requirements [6, p. 372].

### **Approval Concept for GLASS**

The approval concept for GLASS is based on the traditional “five-plans-and-three-standards suggestion” that is mentioned in [6]. This means that project specific development plans and standards will be implemented as offered by DO-278A. In addition, there is a freely accessible template set (see [27]), which is suitable for this approach. It contains several tables of content for the documents that must be created. Besides this traditional approach, it is also possible to use modern agile software development processes if the DO-278A objectives are addressed adequately, but this can lead to challenges with the approval authority [6, p. 74].

As shown in Figure 3, the approval concept is structured in phases for previous system processes, software planning, software realization, and software verification. There are previous processes on system level prior to software development, such as prototyping, selection of hardware, and the Plan of Software Aspects of Approval (PSAA). When finished, the software can be planned and the plans can appropriately consider the specific hardware characteristics as interrupts and interfaces. After the software plans are written, the PSSA can be created as well and submitted to the approval authority. If it is authorized, the software realization

processes can be started and their output be reviewed. Finally, the software will be tested and analyzed during the software verification phase and its results will be verified again.



**Fig. 3.** Approval Concept

The first two stages in the previous system processes phase are grayed because they are not part of the essential approval concept. However, they are important preprocesses to the software development process as they provide system description and approval aspects that are relevant for software development. Afterwards, the software planning phase is aligned to complete all plans that are referenced, included, or summarized in the PSAA at first as the PSAA is the first document that will be submitted to the approval authority. If the PSAA is submitted to the approval authority, additional plans that are not directly relevant to the approval process can be created. For instance, that could be an internal test equipment scheduling plan. When the PSAA is approved, the development activities of requirements, design, and code can be performed in the realization phase based on the plans. This includes already respective reviews. Eventually, the remaining part of the verification process can be conducted to test the resulting software. This distribution of the verification process leads to the V life cycle model as shown in Figure 4. Finally, the Software Accomplishment Summary can be written and submitted to the approval authority. If it and further requested data is approved by the authority, the software can be taken into operation.

Several data items will be generated during the approval procedure as shown in Table 3. They are required by DO-278A and their extent depend on the assurance level. Not each data item leads to a standalone document as it is possible to combine data items in one document. The contents and combination of them will be outlined in the following. A detailed description can be found in the 11th section and the to be satisfied objectives according to the assurance level are shown in annex A of DO-278A.

TABLE 3  
DATA ITEMS TO BE CREATED [4, P. 69-83]

Plan for Software Aspects of Approval	Software Development Plan
Software Verification Plan	Software Configuration Management Plan
Software Quality Assurance Plan	Software Requirements Standards
Software Design Standards	Software Code Standards
Software Requirements Data	Design Description
Source Code	Executable Object Code
Software Verification Cases and Procedures	Software Verification Results
Software Life Cycle Environment Configuration Index	Software Configuration Index
Problem Reports	Software Configuration Management Records
Software Quality Assurance Records	Software Accomplishment Summary
Trace Data	Adaptation Data Item File

### **System Description/Approval Aspects**

At the beginning of the software approval procedure, other system development processes were already performed. They provide information like high-level system descriptions and proposed system functions that are allocated to the software. Since there are already documents containing relevant data, it is useful to collect and reuse them in the PSAA. This can include diagrams like use case diagrams and state machines. The final system concept is not complete at present, so that neither a final PSSA nor a complete system description is available. For this reason, the approval process of GBAS ground stations, SBAS equipment standards, and the ICAO GNSS SARPs in combination with EASA CS 25 were reviewed. As a result, software for equipment of GNSS augmentation systems needs to be developed under AL2 or AL3. In consequence, an integrity checker is introduced for using the less rigorous AL3. Furthermore, the separate integrity checker introduces redundancy. Eventually, the software approval concept is based on the proposed system concept as shown in Figure 1.

### **Software Planning Phase**

As already mentioned, the software planning phase is aligned to complete all plans that are referenced, included, or summarized in the PSAA at first. Initially, the Software Configuration Management (SCM) Plan should be written and the corresponding SCM process should be started. This ensures that all plans are under configuration management from the beginning. Afterwards, the Software Verification Plan (SVP), Software Development Plan (SDP) and the Software Quality Assurance (SQA) Plan can be written including plans for tool qualification, if the use of software tools is planned. These four plans can be written in parallel as there are no scheduling dependencies between them. After that, the PSAA can be written based on the collected data from system development and the already written software plans. Finally, plans that do not affect the PSAA can be created.

## Software Configuration Management Plan and Process

The SCM process begins in the planning phase and continues during the development phase and ends with the phase-out of the software [6, p. 86]. Therefore, the SCM Plan describes the methods that should be used to satisfy the objectives of the software configuration management [4, p. 74]. This includes procedures for configuration identification, baselines and traceability, problem reporting, change control and review, configuration status accounting, software load control, software lifecycle environment and data control as described in [4, p. 56-61,74-75] and [6, p. 86-88].

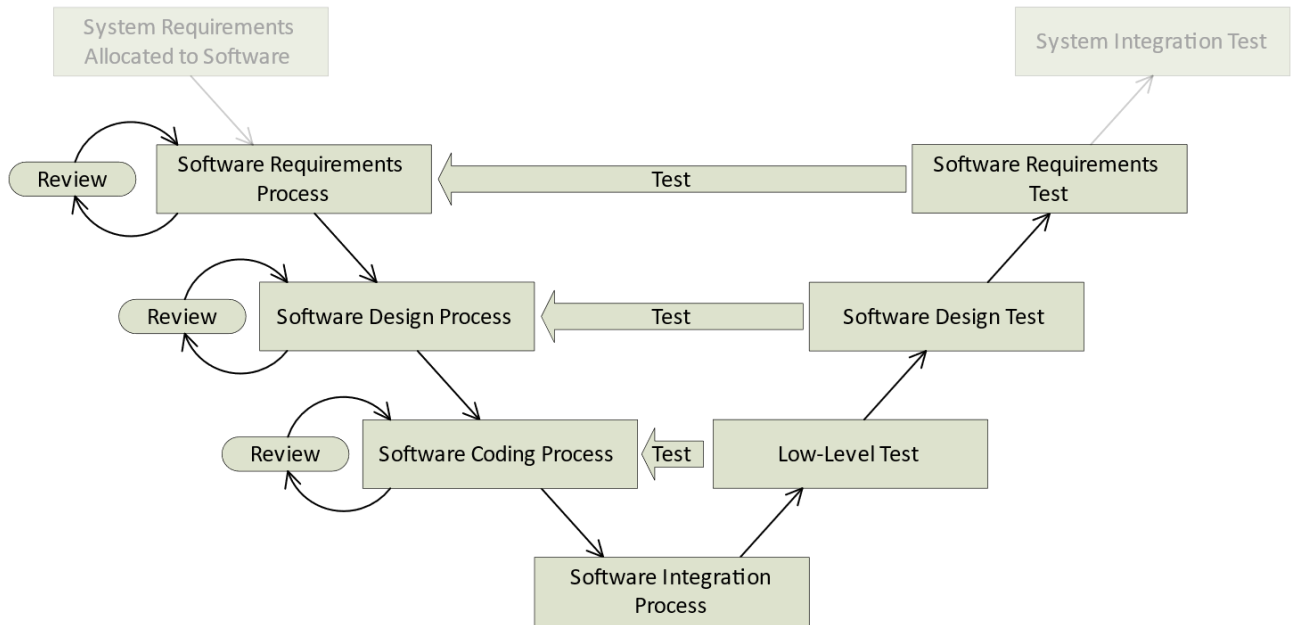
The first activity of the approval concept is to establish the SCM process because it enables basic activities that must be performed during the project. For instance, it is useful to provide a problem report process for the planning phase to report and remedy inconsistencies between the plans. Moreover, owing to the need of basic tools like word processing programs to write the plans, it is appropriate to define these tools before they will be used to write the plans. For this purpose, the Software Life Cycle Environment Configuration Index (SECI), Software Configuration Index, SCM Records, and Problem Reports will be created or initialized at the beginning.

## Software Development Plan

The intent of the SDP is to provide project specific guidance for developers who will write requirements, design, and code and can be included in the PSAA. At first, the SDP includes project specific standards for ascertaining software requirements, establishing software design, and writing code. More precisely, that are the Software Requirements Standards (SRS), Software Design Standards (SDS), and Software Code Standards (SCS). These standards are regularly just referenced and not included, although it is possible. Due to the project specificity, arbitrary industry standards like an IEEE or a company-wide standard should not merely be included, because they do not consider project specific needs as the software assurance level. However, they can be used as an input for developing the project specific standards. Secondly, the designated software life cycle must be explained in the SDP to provide a clear project management structure for developers. The selection of a life cycle model is only restricted by usage of a model that will be verified top-down. That means that the requirements verification is performed before the design verification and the design verification before the implementation verification. Moreover, its entry and exit criteria for each development phase and produced data must be described as well. Finally, the software development environment needs to be described as well to reduce its potential risk to the software that will be developed. Further, it ensures the reproducibility of the Executable Object Code (EOC). This includes all tools that are used within the scope of the project. For instance, requirements, design and code development tools as well as the compiler, linker, loader, and the used hardware platform. The focus of the description is to explain how to use the development environment in the scope of the project. To reduce the redundancy, it is possible to reference the SECI instead. However, then the SECI should be released with the plans and updated during the software development. [6, p. 81-83,90-91] [4, p. 30,73]

Due to the aforementioned points, the SDP will be included in the PSAA and references the project specific standards for requirements, design, and code. This leads to a concise SDP chapter which is focused on the software life cycle organization including its environment. Conversely, the standards provide specific guidance to particular life cycle phases. In order to sharpen the focus further, the SDP describes the development environment in general and references the SECI for details. This avoids inconsistencies between these documents as the PSAA requires otherwise a summary of the SDP. Since not all details of the software development environment will be determined during the planning phase, the SECI will be updated during the development. For instance, this can concern libraries or compiler options and versions.

Since the approval concept is based on a traditional approach, the V-model for software development will be applied as provided in [28, p. 33-34]. The suggested software life cycle model is shown in Figure 4 and adjusted to the needs of DO-278A as well as to the approval concept.



**Fig. 4.** V Life Cycle Model Based on [28, p. 33-34], Adapted to DO-278A and Approval Concept

#### Software Verification Plan

The SVP describes how the software verification will be performed to detect and report errors that were introduced in the planning, development, or verification process. For that purpose, DO-278A recommend describing organizational responsibilities of the software verification process and interfaces to other software life cycles, verification methods like reviews, analysis and testing methods. Verification environment including software tools and hardware test equipment, criteria for starting verification process, reverification methods, and assumptions about the correctness of compiler, linker and loader should be included as well. Moreover, a description of test methods for partitioning integrity, how verification independence will be achieved, and verification methods for previously developed software and multiple-version dissimilar software should be included if applicable. [4, p. 41,73-74]

The verification methods for requirements, design, and code are similar, but with different aspects [6, p. 123,153,178]. Hence, the description of the basic verification methods in the SVP will be separated from specific aspects in order to reduce redundancy. In consequence, the development related review section will be structured as follows: At first, the SVP supplies organizational information for the software verification process as responsibilities and transition criteria. Then, a basic description of the proposed verification methods like review and analysis will be provided. Subsequently, the methods will be specified in subsections for requirements, design, and code.

Since almost all verification objectives of DO-278A can be satisfied by review [6, p. 84], a formal peer review process shall be established as described in [6, p. 125]. With regard to the verification and tracing effort of DO-278A, the inspection review as described in [29] will be applied for reviewing software requirements, design, and code. These reviews are related to the “Review” stages in Figure 4. Besides the review process, it can be necessary to use additional analysis methods like test coverage analysis to support it.

While the development related verification objectives ensure that the development was performed accurately, there are also testing objectives for demonstrating the software compliance to all requirements. The tests also demonstrate that failure conditions identified by the PSSA are removed. Therefore, it must be confirmed that the EOC complies and is robust with all requirements. Furthermore, the compatibility of the EOC with the target computer must be validated. For this purpose, DO-278A requires normal range and robustness

test cases for requirements based testing. This method tests requirements against the EOC and ensures the compatibility between software components. Additionally, it shows that the components comply with the software architecture. [4, p. 46-51]

When the software testing is performed, it needs to be verified that the verification procedures are adequate and correct. For this purpose, DO-278A requires a test coverage analysis as well as reviews and analysis of test cases, procedures, and results. In addition, bidirectional traceability between software requirements and their test cases is required as well to support the requirements-based test coverage analysis. Moreover, the test cases should be bidirectionally traced to test procedure to show that all test cases are developed into test procedures. The test procedures also should be bidirectionally traceable to the test results for showing that all test procedures were executed. [4, p. 51-53]

The test methods description in the SVP will be organized like the development related verification methods. While a basic test method description will be added to the other basic methods, its specific characteristic will be attached to the other specific descriptions. Finally, the SVP ends with a section covering a reverification method.

#### Tool Qualification Planning

If a software tool should be used that automates, reduces, or removes processes of DO-278A and its output will not be verified, it needs to be qualified according to DO-330. A tool qualification is only valid for a specific system if the qualification is covered by the PSAA. Hence, if an already qualified tool should be reused, it needs to be requalified in the scope of the project. [4, p. 88-89]

#### Software Quality Assurance Plan

The Software Quality Assurance (SQA) process begins in the planning phase and continues during the software life cycle. Therefore, the SQA Plan describes the methods that should be used to satisfy the objectives of the software SQA process. For this purpose, the SQA Plan should include guidance for its environment, activities, records, transition criteria and timing. Moreover, an authority statement and a supplier oversight should be provided as well. The latter describes how external developers comply with the project plans and standards. All SQA objectives must be satisfied independently. This means that the verification will be performed by a person or tool that was not responsible for developing the corresponding data. [4, p. 56-63,75-76,133,143-144]

#### Plan for Software Aspects of Approval

The PSAA is the first means for the approval authority to determine if the proposed software life cycle is appropriate to the assurance level and has a contract-like status between the applicant and the approval authority. If the PSAA is submitted late during the project, it carries a risk because the approval authority can assess the plans as not compliant. The plan must provide a system and software overview, the software life cycle including a summary of SDP, SVP, SCM Plan, and SQA Plan, as well as a list of data items that will be generated. Moreover, the plan should cover a project schedule and an oversight of external suppliers. Finally, it must also include approval considerations like the assurance level and additional considerations as the usage of COTS software. If the PSAA is finished, it will be submitted at the approval authority. Then, the project team gets response if they agree with the plan or request further documents or rework on the plans. [4, p. 67,72-73] [6, p. 78-81]

As already mentioned, the planning phase is aligned to finish the PSAA as early as possible. Therefore, all plans and information needed for writing this plan is already available. The SDP with its life cycle model will be included completely, whereas the SVP, SCM Plan, and SQA Plan will be summarized. Moreover, a list of all to be created data items will be added. They will be listed with a short description of their contents. The remaining contents like overviews and approval considerations will be completely covered as well. Before the PSAA will be submitted to the approval authority, the plans will be reviewed to verify their compliance to DO-278A. If the plans passed the review, the communication between the GLASS project team and the approval authority will be established.

#### Additional Plans

After all plans relating to DO-278A are created and the PSAA is submitted to the approval authority, plans can be written, which are not required by DO-278A. That can include plans like detailed project management plans that assign tasks to specific project members and scheduling plans for company resources, e.g., flight test resources.

## **Software Realization Phase**

The software realization phase mainly consists of the execution of the plans. For this reason, the following subsections outline which data is required to start the process and which data items will be created. In addition, the organization of them will also be described with regard to the proposed software life cycle.

### **Software Requirements Process**

The software requirements process can be started if the respective transition criteria as provided by the software life cycle are satisfied. Moreover, system requirements and architecture, hardware interfaces, and the SDP including the SRS must also be defined as they are the input of this process. This process ensures that the High-Level Requirements (HLRs) are developed and the derived ones are defined and provided to system development and SAP. Derived requirements are not directly traceable to higher-level ones or define behavior beyond them. The Software Requirements Data is the process output, which contains the HLRs. Furthermore, Trace Data shows the association between system requirements and HLRs will be allocated as well. It provides the verifiability that the requirements are implemented completely and visibility to derived HLRs. [4, p. 34,39,142]

Once the requirements are developed, they will be reviewed according to the SVP. Likewise, the segmentation of development and verification plan, the resulting data of this process will be allocated. The requirements development related Software Requirements Data and Trace Data will be gathered in one standalone document, whereas the Software Verification Results (SVR) will be gathered in a separate document. In order to ensure bidirectional traceability, the system requirements will also be supplemented with a reference to the relevant HLRs.

### **Software Design Process**

The software design process can be started if the planned transition criteria are satisfied. Further, the Software Requirements Data and SDP including SDS need to be defined as they are the input of this process. This process must ensure that the Low-Level Requirements (LLRs) and the software architecture are developed from the HLRs. Moreover, it ensures that derived LLRs are provided to the system development and the SAP too. LLRs are a breakdown of the HLRs so that the code can be developed from them without further information. The Design Description is the process output, which contains the LLRs and software architecture. Additionally, Trace Data that shows the association between HLRs and LLRs will be allocated as well. Trace Data provides verifiability that the requirements are implemented completely and visibility to derived LLRs. [4, p. 35,39,144]

If the software design is created, it will be reviewed according to the SVP. The resulting data of this process will be segmented analog to the resulting data of the requirements process. For this reason, the Design Description will be combined with the corresponding Trace Data in one document and the corresponding verification will be added to the SVR document created in the requirements process. The HLRs will be supplemented with a reference to the relevant LLRs as well as to archive bidirectional traceability.

### **Software Implementation Process**

The software implementation process consists of coding and integration and can be started if the respective transition criteria as provided by the software life cycle are satisfied. Furthermore, the software architecture, LLRs, SDP, and SCS must also be available as they are its input. The coding process produces the Source Code from the software architecture and LLRs. Then, during the integration process the Source Code will be compiled, linked and loaded into the target computer. As a result of this process, the EOC and Adaption Data Item File will be output as well as data for compiling, linking, and loading. Moreover, Trace Data showing the association between LLRs and Source Code will be allocated as well. It supplies verifiability that the LLRs are fully implemented as well as there is no undocumented function. [4, p. 37-39]

If the software is implemented, it will be reviewed according to the SVP. The resulting data of this process will be segmented as mentioned before. Therefore, Trace Data references will be integrated into the Source Code, whereas the corresponding review results will be added to the SVR document. Additionally, LLRs will be supplemented with a reference to the relevant Source Code as well.

## **Software Verification Phase**

The reviews for the development processes are already covered in the respective requirements, design, and implementation process. This phase focuses on software testing and the verification of testing.

### **Software Verification Process**

System and software requirements, software architecture, Trace Data, Source Code and EOC as well as the SVP are input into the software verification process. The Software Verification Cases and Procedures, SVR, and Trace Data are its output. This process can be started if the planned transition criteria have been satisfied. The software verification process detects and reports errors that arise during the development processes and returns them to the respective development processes for removal. For this purpose, the Software Verification Cases and Procedures describes the verification cases and procedures that will be developed according to the SVP and used for testing. It defines scope and extent for testing methods and procedures, identifies required equipment and describes the expected test layout. Moreover, inputs, conditions, expected results, coverage criteria, and pass or fail criteria should be defined for each test case. [6, p. 206-207] [4, p. 41-42,79]

If the Software Verification Cases and Procedures are defined, they will be reviewed according to the SVP. Therefore, the Software Verification Cases and Procedures including its Trace Data will be combined in one document. The bidirectional Trace Data references will be demonstrated with a traceability matrix. The review results will be added to the SVR document like before. Moreover, the results of the tests will be added to the SVR document as well.

### **Software Accomplishment Summary**

The Software Accomplishment Summary shows that the developed software is compliant to the PSAA. For this purpose, the system and software overview, approval considerations, software life cycle, additional considerations and the suppliers oversight will be included like in the PSAA. However, the Software Accomplishment Summary emphasizes on their changes. In addition, while the PSAA mentioned the to be created software life cycle data, the Software Accomplishment Summary includes that data. Moreover, the software configuration with part numbers and version as well as its characteristics like EOC size and timing margins need to be included. Then, a change history focusing on changes caused by safety defects and life cycle improvements must be added if applicable. Additionally, if there are unresolved problem reports, a summary of them with potential safety effects, functional and operational restrictions etc. also needs to be included. Finally, the Software Accomplishment Summary must include a compliance statement that provides how the compliance was demonstrated and list additional rules from the approval authority and deviations from the plans if they are not already addressed. [4, p. 81-82]

After the Software Accomplishment Summary is finished, it will be submitted to the approval authority. If they approve it, the software will be taken into operation.

## **Conclusion**

This paper aimed to show a concept for approving the software of GLASS. For this purpose, standards and further considerations that have an immediate influence on the approval according to DO-278A were introduced at first. Then, DO-278A was analyzed according to assurance level 3 for objectives that need to be satisfied. Based on them and the concomitant activities, an approval concept was created. The concept follows a traditional approach, which includes an adapted V life cycle model for software development. Initially, the concept schedules the creation of the required plans, outlines its contents and presents our implementation approach. That planning phase is aligned to finish the plan for software aspects of approval as early as possible as it is the first means for the approval authority to examine the plans. Accordingly, the plans for configuration management, software development and verification, quality assurance, and tool qualification must be finished first. After the approval authority has confirmed the plan, the software will be implemented and verified

according to the respective plans. Ultimately, the software accomplishment summary will be written and submitted as well. If it will be approved the software can be taken into operation.

## Acknowledgement

We would like to thank the German Ministry for Economic Affairs and Energy for funding the GLASS project under grant number 20Q1933C.

## References

- [1] L. Sanders and V. Fritch, "Instrument landing systems," *IEEE Transactions on Communications*, vol. 21, pp. 435–454, 1973, doi: 10.1109/TCOM.1973.1091710.
- [2] T. Dautermann, M. Felux, and A. Grosch, "Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed," vol. 16, pp. 375–387, 2012, doi: 10.1007/s10291-011-0239-3.
- [3] T. Dautermann, "Civil air navigation using GNSS enhanced by wide area satellite based augmentation systems," vol. 67, pp. 51–62, 2014, doi: 10.1016/j.paerosci.2014.01.003.
- [4] RTCA, Inc., "DO-278A - Software Integrity Assurance Considerations for Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM) Systems." Dec. 2011.
- [5] RTCA, Inc., "DO-278A: Software Integrity Assurance Considerations for Communication, Navigation, Surveillance and Air Traffic Management (CNS/ATM) Systems - Errata 1." Feb. 2021.
- [6] L. Rierson, *Developing safety-critical software: A practical guide for aviation software and DO-178c compliance*. Boca Raton: CRC Press/Taylor & Francis Group, 2013.
- [7] RTCA, Inc., "DO-178C - Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification." Dec. 2011.
- [8] RTCA, Inc., "DO-178C: Software Considerations in Airborne Systems and Equipment Certification - Errata 1." Feb. 2021.
- [9] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, "Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter," *GPS Solutions*, vol. 24, no. 2, p. 37, Apr. 2020, doi: 10.1007/s10291-019-0947-7.
- [10] International Civil Aviation Organization, "Annex 10 to the Convention on Civil Aviation - Aeronautical Telecommunication." Jul. 2018.
- [11] RTCA, Inc., "DO-254 - Design Assurance Guidance For Airborne Electronic Hardware." Apr. 2000.
- [12] RTCA, Inc., "DO-330 - Software Tool Qualification Considerations." Dec. 2011.
- [13] SAE International, "ARP4761 - Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment." Dec. 1996.
- [14] V. Hilderman and T. Baghi, *Avionics certification: A complete guide to DO-178 (software), DO-254 (hardware)*. Leesburg, VA: Avionics Communications, 2007.
- [15] "Verordnung über Art, Umfang, Beschaffenheit, Zulassung, Kennzeichnung und Betrieb von Anlagen und Geräten für die Flugsicherung (Flugsicherungs-Anlagen- und Geräte-Musterzulassungs-Verordnung - FSMusterzulV)." Dec. 2001. [Online]. Available: [https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen\\_BAFReferate/ST/ST\\_FSMusterzulV.pdf?\\_\\_blob=publicationFile&v=2](https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen_BAFReferate/ST/ST_FSMusterzulV.pdf?__blob=publicationFile&v=2)
- [16] DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, "NfL II 51 / 08 - Bekanntmachung über die Anforderungen zur Musterzulassung von GBAS-Bodenanlagen als Flugnavigationsturmstelle." Sep. 2008. [Online]. Available: [https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen\\_BAFReferate/ST/ST\\_MusterZ-NfL-II-51-08-GBAS.pdf?\\_\\_blob=publicationFile&v=2](https://www.baf.bund.de/SharedDocs/Downloads/DE/Publikationen_BAFReferate/ST/ST_MusterZ-NfL-II-51-08-GBAS.pdf?__blob=publicationFile&v=2)
- [17] SAE International, "ARP4754A - Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems." Dec. 2010.
- [18] RTCA, Inc., "DO-248C - Supporting Information for DO-178C and DO-278A." Dec. 2011.
- [19] European Organization for Civil Aviation Equipment (EUROCAE), "ED-114A - Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations." Mar. 2013.
- [20] European Union Aviation Safety Agency, "Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25." Dec. 2020. [Online]. Available: [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25\\_amendment\\_26\\_0.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/cs-25_amendment_26_0.pdf)
- [21] RTCA, Inc., "DO-248C: Supporting Information for RTCA/DO-178C and RTCA/DO-278A - Errata 1." Feb. 2021.
- [22] RTCA, Inc., "DO-330: Software Tool Qualification Considerations - Errata 1." Feb. 2021.
- [23] RTCA, Inc., "DO-331 - Model-Based Development and Verification Supplement to DO-178C and DO-278A." Dec. 2011.
- [24] RTCA, Inc., "DO-331: Model-Based Development & Verification Supplement to RTCA/DO-178C and RTCA/DO-278A - Errata 1." Feb. 2021.
- [25] RTCA, Inc., "DO-332 - Object-Oriented Technology and Related Techniques Supplement to DO-178C and DO-278A." Dec. 2011.
- [26] RTCA, Inc., "DO-333 - Formal Methods Supplement to DO-178C and DO-278A." Dec. 2011.

- [27] PATMOS Engineering Services, Inc., "DO-178C templates for evaluation." Accessed: Mar. 26, 2021. [Online]. Available: <https://www.avionics-certification-academy.com/courses/129421/lectures/1894924>
- [28] S. Kleuker, *Grundkurs Software-Engineering mit UML: Der pragmatische Weg zu erfolgreichen Softwareprojekten*. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2018. [Online]. Available: <http://dx.doi.org/10.1007/978-3-658-19969-2>
- [29] A. Stellman and J. Greene, "Applied Software Project Management." online, 2006.

### 7.3. An Operational Concept Flying GLS Approaches Using Satellite Based Augmentation Systems

#### Abstract

A new converter technology allows suitably equipped aircraft to use data provided by the satellite-based augmentation system in receivers originally designed for the ground-based augmentation landing system. For these aircraft, that system enables a lower decision altitude and hence improved access to airports. To make this technology usable, air crews require an operational concept and the flight crew has to be presented with the appropriate information in the form of approach charts. Two different possibilities for an operational concept were developed and the corresponding approach charts created. One option is a modified area navigation approach chart, to which the specific information is added. The other chart is an entirely separate procedure for the approach. These two options were tested with airline pilots in an Airbus A320 full flight training simulator. During the simulator flights, aircraft performance data was recorded and the participants filled in questionnaires regarding workload and quality of the operational concept. The results show different behavior during the intercept of the final course, but all approaches remained within the required limits. The questionnaires revealed that the workload is higher during the area navigation variant and that all participants prefer the separate ground-based augmentation landing system variant.

#### Introduction

Nowadays, most instrument approach procedures to land at airports flown in commercial aviation are based on the Instrument Landing System (ILS). At aerodromes where ILS approaches are not available, Global Navigation Satellite Systems (GNSS) derived position data are used to fly Required Navigation Performance (RNP) approaches based on area navigation. To improve accuracy and integrity, GNSS such as the Global Positioning System (GPS) can be augmented by a Satellite Based Augmentation System (SBAS) or a Ground Based Augmentation System (GBAS) [1]. These systems provide added integrity plus enhanced accuracy and continuity compared to a stand-alone GPS system (see, for example [2], [3] and the references therein).

An SBAS consists of multiple ground stations spread over a whole continent, one or more master control stations that calculate the correction and integrity information plus at least one satellite in a geostationary orbit. The information is transmitted to the user on the civilian GPS frequency via a transponder on the geostationary satellite. In aircraft the reception of the signal enables Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) final approach segments and their corresponding decision heights. At these heights the pilot must have visual cues with the runway established or otherwise initiate the missed approach procedure [4]. For this type of approach guidance, final approach segment (FAS) data is stored in the aircraft's navigation database. If LPV is available, its corresponding decision altitude is usually the lowest among all minima available for these approaches. Unfortunately, the LPV final approach segment can only be flown by very few commercial transportation aircraft (only the A350 and A220 at the time of writing), because the required equipment is not commonly certified for any other medium or heavy commercial transport aircraft.

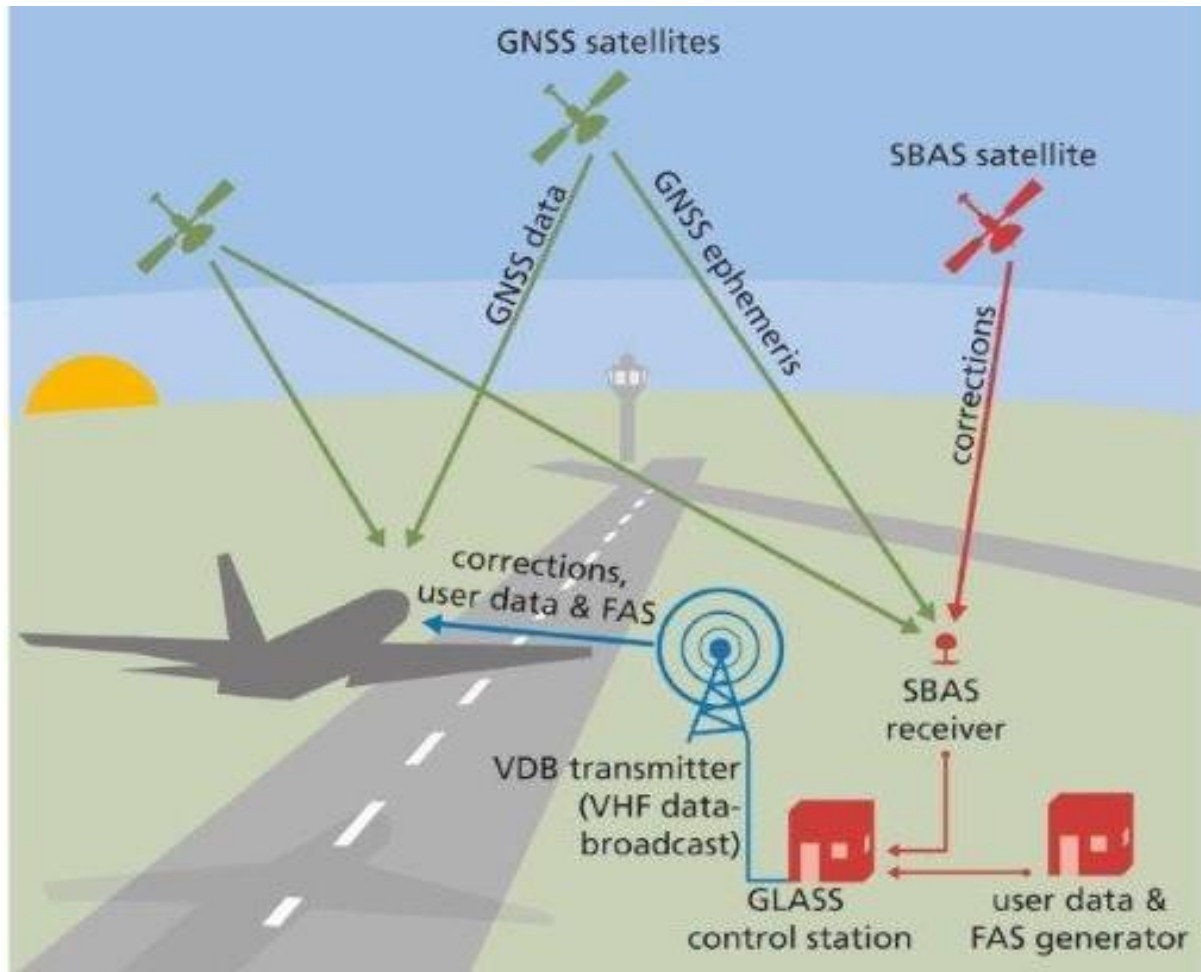
A GBAS consists of three to four GPS receivers, a master station, and an VHF transmitter located at the aerodrome. As with SBAS, the master station computes correction and integrity information and provides it to a user, this time with a VHF data broadcast from the ground. This data broadcast contains up to 49 FAS data blocks. When an aircraft uses this technology for landing, it must fly GBAS Landing System (GLS) approaches. Even though many commercial transportation aircraft are equipped with GLS receivers to fly these approaches, they are not widely available due to the extensive costs of a GBAS installation at aerodromes. [5].

Dautermann et al. [6] developed a system to combine the benefits of the two different augmentation systems, while eliminating most of the drawbacks. The GLS Approach using SBAS (GLASS) system consists of a ground station, a receiver for the SBAS signal, and a VDB transmitter for the GLS signal (see also Figure 1) The

received SBAS information is combined with the locally stored FAS data to generate a GBAS Approach Service Type A (GAST-A) signal [7]. Therefore, GLS equipped aircraft can fly the LPV final approach segment of RNP approaches. This system could be implemented at aerodromes having limited installation surface area or investment constraints that prevent the installation of a standard GLS providing the GAST-C service comparable to an ILS.

The service provided by GLASS conforms to the GBAS Approach Service Type A (GAST-A), an approach

service originally envisaged



sioned by the Australian Ground based Regional Augmentation System GRAS [8], [9].

**Figure 1: GLASS architecture enabling GLS equipped aircraft flights to LPV minimum.**

The technology was tested in flight trials and performed well to GAST-A standards [10] [11]. The next step to the deployment of the GLASS technology is the development of an operational concept (CON OPS) for the usage of this technology during airline operations. For this, we present different approach charts and cockpit procedures to airline crews, have each crew fly the different procedures and evaluate their performance and responses.

## Charting

Every published Instrument Approach Procedure (IAP) to an airport has an associated chart. These charts differ between the approach types and are used by flight crews to obtain the required information about the approach and to set up the avionics in the plane accordingly [12].

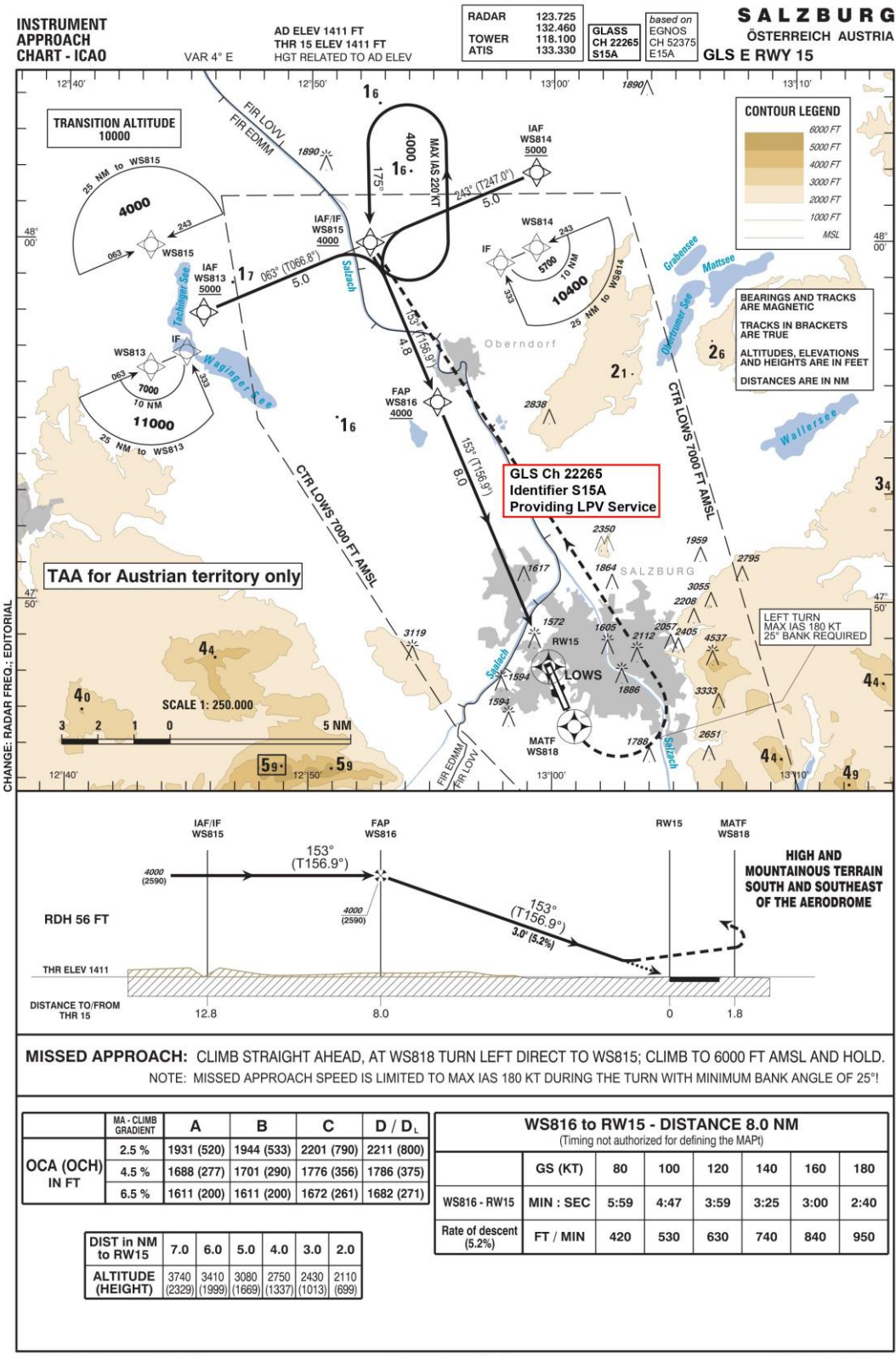
Here, we were looking for the best chart to present the required information about GLASS to the crew. The charts we developed are based on the RNP E approach to runway 15 in Salzburg (LOWS). That chart is

published in the Austrian Aeronautical Information Publication (AIP) and can be found at <https://eaip.austro-control.at/>. The approach displayed on this chart is an “LPV only” approach, therefore only aircraft able to use SBAS for IAPs can fly it. The most common commercial air transport aircraft, the Boeing 737 and the Airbus A320 do not have this required equipment. We developed two charts that allow GLS equipped aircraft the usage of that approach.

### ***GLS-Variant***

The first option is a GLS chart (Figure 2) with additional information added to inform the pilots it is based on SBAS. The approach needs to be coded as a GLS type and stored in the aircraft database in order to enable it to be flown. We applied several changes to the chart compared to the baseline RNP-E chart from the AIP [13]. The chart was renamed to show GLS-E in the upper right-hand corner instead of RNP-E. Another box further to the left in the top row shows the information required to fly the GLS. This includes the 5-digit channel number (22265) which is required to enable the reception of the GLS signal via the avionics and 4-digit identifier S15A. If the correct channel number is tuned and the avionics receive the signal, this identifier is displayed on the Primary Flight Display (PFD) on the flight deck. This allows the flight crew to verify the correct setting of the GLS receiver. In addition to the information at the top of the chart, a box in the center of the chart shows a remark. This remark contains the same channel number and identifier as shown at the top of the chart. Furthermore, it informs the pilots about the fact, that LPV service is provided via this GLS signal.

Figure 2: New GLS



AIRAC AMDT 237 / 8 OCT 2020

Austro Control GmbH

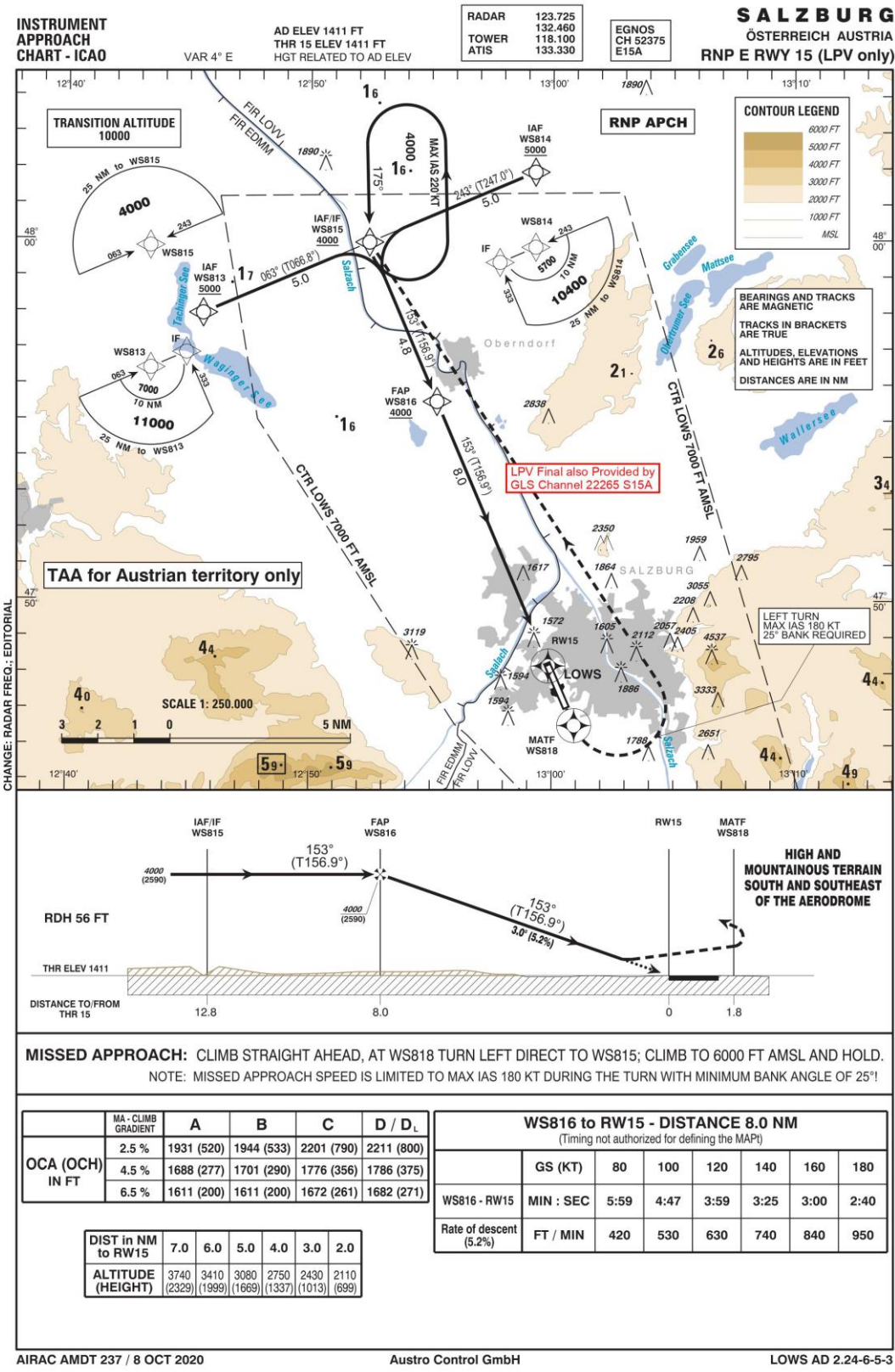
LOWS AD 2.24-6-5-3

chart for GLASS operation to Salzburg adapted from AIP LOWS RNP E 15 chart

## ***RNP-Variant***

The second option is an RNP approach chart for GLASS operation. The difference between the published RNP E chart and ours is the remarks box next to the final on the drawing. It states that the LPV final is also provided via a GLS channel. The corresponding channel number and identifier are given in the remarks box.(Figure 3)

Figure 3:



Adapted RNP-Chart for LOWS RNP E 15 including GLASS technology information.

## Operation and Task Distribution

In order to be able to accommodate the GLASS concept, we adapted the standard operating procedures for an Airbus A320 aircraft to include the actions that are unique to the GLASS technology. We chose the A320, because it is one of the most common commercial transportation category aircraft and a A320 Full-Flight-Simulator with GLS capabilities allowing data extraction was available at Lufthansa Aviation Training .

Here, we present the crew task distribution for the two variants of GLASS usage. The tables in this chapter show the tasks the flight crew must perform when using GLASS in an A320. The tables start with the preparation of the approach and end at the minimum descent altitude, at which the pilots must decide whether to continue for landing or initiate the missed approach procedure.

Commercial transport airplanes such as the A320 are routinely flown by two pilots. Both can fly the aircraft and have the same controls options on their respective side. The tasks during flight are usually distributed to the pilot flying (PF) and the pilot monitoring (PM). The PF directly controls the flight path of the aircraft either manually, using the control interface, or by using the autopilot. The PM on the other hand performs the tasks that do not influence the path directly such as communication with air traffic control and reading of checklists. As both pilots are trained to perform both tasks, they usually change roles after each flight.

### GLS

During an approach with a GLS approach chart the crew can use the standard GLS procedures that they learned during their training where the GLS is flown ILS look-a-like. The difference for the flight crews is very small compared to ILS, as the avionics of the aircraft displays GLS deviations the same way as ILS deviations and the system selects the correct settings when the approach is loaded in the Flight Management System (FMS).

The tasks the crew must perform for the approach are shown in chronological order in Table 1. Those tasks that are specific for the GLS approach are shown in bold and italic. Table 1 is divided in three parts, in order to highlight the three different situations during approach in which the listed tasks are performed.

Especially the verification of the correct channel number and identifier are important. The channel number is tuned automatically by the aircraft to allow the reception of the GLS signal. The identifier is part of that signal and displayed on the primary flight displays when received. By comparing the received identifier with the identifier shown on the chart the crew verifies that the desired signal is received.

**Table 1: Task list for pilot flying and pilot monitoring during an approach using GLASS technology and GLS operation. ( [13] derived from A320 Quick Reference Handbook [14])**

<b>Tasks for Pilot Flying</b>	<b>Tasks for Pilot Monitoring</b>
<b>DESCENT PREPARATION</b>	
Prepare Nav Charts.	Obtain Weather and Landing Information
Confirm Landing Performance	Prepare Nav Charts
<b><i>Insert GLS approach in FMS</i></b>	Check Landing Performance
<b><i>Set GLS Minimum</i></b>	<b><i>Verify Correct Approach Set</i></b>
Check Landing Elevation	<b><i>Set GLS Minimum</i></b>
Set Autobrake as Required	
Perform Approach Briefing	
Set Terrain on Navigation Display as Required	Set Terrain on Navigation Display as Required
Adjust Weather Radar as Required	
	Set Anti Ice System as Required
	Obtain Descent Clearance
Set Cleared Altitude in Flight Control Unit	
<b>DESCENT</b>	
Monitor Descent	

Set and Crosscheck Barometric Reference when Cleared for an Altitude

Press Landing System Button on EFIS Control Panel

Complete Approach Checklist

Set and Crosscheck Barometric Reference when Cleared for an Altitude

Check ECAM Status

Switch on Landing Lights and Seat Belt Signs when Passing 10.000 ft

Press Landing System Button on EFIS Control Panel

**Verify Correct Channel Number and Identifier**

Complete Approach Checklist

### **AIRCRAFT CONFIGURATION FOR APPROACH**

---

On Initial Approach Adjust Flight Plan Sequencing

Approximately 15 NM before Touchdown Activate Approach Phase

Check Managed Speed

Monitor and Adjust Flight Path as Required

Adjust Weather Radar as Required

Press Approach Button on FCU

**Check LOC and GS Armed**

**Call out LOC when Intercepting GLS LOC\***

**Check Correct Lateral Intercept of Approach**

**Callout GS when Intercepting GLS GS\***

**Check Correct Vertical Intercept of Approach**

Set Go Around Altitude

At Green Dot Speed Order Flaps 1

Check S Speed

Order Flaps 2 Minimum 2000ft AGL

Check F Speed

Order Landing Gear down when Flaps are 2

Order Flaps 3 when Landing Gear is deployed

Order Flaps FULL when Flaps are 3

Check Speed Target

Stow Sliding Table

Receive Cabin Report

Complete Landing Checklist

Call Out any Flight Mode Annunciator Change

**Continue or Go Around at GLS Minimum**

Monitor Navigation Accuracy

Readback Approach Clearance when Received

**Check Correct Lateral Intercept of Approach**

**Check Correct Vertical Intercept of Approach**

Select Flaps 1 when Ordered

Select Flaps 2 when Ordered

Select Landing Gear Lever Down when ordered

Confirm Auto Brake

Arm Ground Spoilers

Set Exterior Lights

Select Flaps 3 when ordered

Check ECAM Wheel Page

Select Flaps FULL when ordered

Check Auto Thrust on Speed Mode or Off

Turn Wing Anti Ice System off if not Required

Stow Sliding Table

Check Landing Memo no Blue on ECAM Display

Receive Cabin Report

Advise Cabin Crew

Complete Landing Checklist

Monitor Flight Parameters

Monitor One Hundred Above and Minimum call

### **RNP-Variant**

When flying the RNP variant of the approach, the pilots load the RNP approach from the FMS. Usually, the avionics of A320 aircraft selects and tunes the required navigation aids automatically. Since an RNP approach does not require any ground based infrastructure, naturally the FMS does not automatically tune any specific navigation aid. Therefore, the system cannot tune the required GLS channel number and inbound course automatically in order to use the GLASS-GLS signal. Manual pilot input of the GLS channel into the FMS is displayed on the PFD but ignored by the flight guidance computer.

This leads to the largest difference in operation. The backup tuning function must be used to enable the reception and usage of the GLS signal in the flight guidance computer of A320 aircraft. The pilots must manually switch on backup tuning of the GLS on the COM/NAV panel on the center pedestal and select the correct channel number and inbound course on that panel during an approach using GLASS and a RNP approach loaded from the FMS. All differences in operation by the crew are shown in table Table 2.

**Table 2: Task list for pilot flying and pilot monitoring during an approach using GLASS technology and RNP operation. ([13], derived from A320 Quick Reference Handbook [14])**

<b>Tasks for Pilot Flying</b>	<b>Tasks for Pilot Monitoring</b>
<b>DESCENT PREPARATION</b>	
Prepare Nav Charts. Confirm Landing Performance <b>Insert RNP approach in FMS</b> <b>Tune GLS Channel Number</b> <b>Select Inbound Course</b> <b>Set LPV Minimum</b> Check Landing Elevation <i>Continued as Shown in Table tbl. 3.1</i>	Obtain Weather and Landing Information Prepare Nav Charts Check Landing Performance <b>Verify Correct Approach Set</b> <b>Tune GLS Channel Number</b> <b>Select Inbound Course</b> <b>Set LPV Minimum</b>
<b>DESCENT</b>	
<i>As shown in Table tbl. 3.1</i> Press Landing System Button  Complete Approach Checklist	Press Landing System Button <b>Verify correct Channel Number and identifier</b>  Complete Approach Checklist
<b>AIRCRAFT CONFIGURATION FOR APPROACH</b>	
<i>As shown in Table tbl. 3.1</i> Press Approach Button on FCU <b>Check LOC and GS Armed</b> <b>Call out LOC when Intercepting GLS LOC*</b> <b>Check Correct Lateral Intercept of Approach</b> <b>Callout GS when Intercepting GLS GS*</b> <b>Check Correct Vertical Intercept of Approach</b> Set Go Around Altitude <i>As shown in Table tbl. 3.1</i> Call Out any Flight Mode Annunciator Change <b>Continue or Go Around at LPV Minimum</b>	<b>Check Correct Lateral Intercept of Approach</b>  <b>Check Correct Vertical Intercept of Approach</b>  Monitor Flight Parameters Monitor One Hundred Above and Minimum call

### **Simulator Study**

To evaluate the different variants described above, we performed a simulator study in an Airbus 320 CAE7000XR type full-flight certified level D simulator. Aim of the study was to find the variant of representation and operation that produces

the highest amount of safety. Safety plays the most important role in aviation but cannot be easily measured. To assess safety in the simulator, we recorded the flown tracks for later analysis and measured the task load of the flight crews [13].

For every published approach an obstacle assessment must be performed by the procedure designer before publication. Thus, the published track assures the obstacle and terrain clearance for approaching aircraft. For every segment of the approach a Cross-Track Tolerance (XTT) is considered during approach design. This XTT is 1.9 km during the initial and intermediate approach and reduces to 556 m on final approach during an RNP-LPV approach [15]. Naturally, the terrain clearance cannot be guaranteed when deviating further than this from the published track. Therefore, the pilot and aircraft must maintain the deviation from the desired track as small as possible.

The cross track error is influenced by several factors. The largest effects come from pilot and autopilot input whilst these inputs are influenced by different factors themselves. The autopilot inputs are mostly influenced by the input signals such as the deviation from the desired track that is calculated inside the aircraft's Multi-Mode Receiver (MMR). Whether the autopilot follows that signal also depends on the active mode and loaded path in the FMS. As these differ between the RNP and GLS variant, the cross track deviation may differ. Another reason for differing deviations is the pilots' inputs to control the modes of the autopilot. Lastly, because the operating procedures for the flight crew differ between the two variants, different cross track errors behavior might result.

In addition to the deviation from the ideal track, the crew workload is a factor that influences safety. Optimal performance of flight crews can be achieved with tasks that do not overwhelm, but also do not underchallenge [16]. Since the workload during a standard approach is enough to assure the crew is not underchallenged [17], the focus lies on not overwhelming the crews during the approaches with the operations considered in this manuscript. Consequently, a low task load is desired.

The study was performed with two professional flight crews. We restricted ourselves to booking one simulator slot lasting four hours, resulting in two hours per crew of two pilots. Due to the hygienic and social distancing regulations during the pandemic situation in fall 2020, when the study took place, this was also the maximum allowable traffic load of the simulator facility. Hence, no statistical significance test could be run on the data collected. Other simulator studies to similar topics but utilizing statistical analysis used a minimum of 13-26 pilots as test subjects [18][19][20].

Three of the test subjects possessed an Airline Transport Pilot Licence (ATPL) and one held a Multi-Crew Pilot Licence (MPL). Flight experience ranged from 1500 flight hours to the most experienced pilot with 16,000 hours.

Figure 4 shows the course of the simulator study. Before entering the simulator, the crews were briefed on the GLASS technology and the tuning of the back-up navigation panel during the RNP approaches. During the flights we stayed as close to real world training scenarios as possible. The flight of each crew started with a standard instrument departure followed by several approaches. Each pilot flew both variants as PF and PM resulting in a total of 4 approaches per crew.

Pilots were free to use the autopilot, as they would during flight in a real aircraft for their airline. All pilots kept the autopilot on until some point on the final. A former DFS air traffic controller handled the tasks of the air traffic control officers.

During the approaches we recorded the track and altitude for later analysis. Additionally, the participants were asked to fill in questionnaires to assess their workload and preferences.

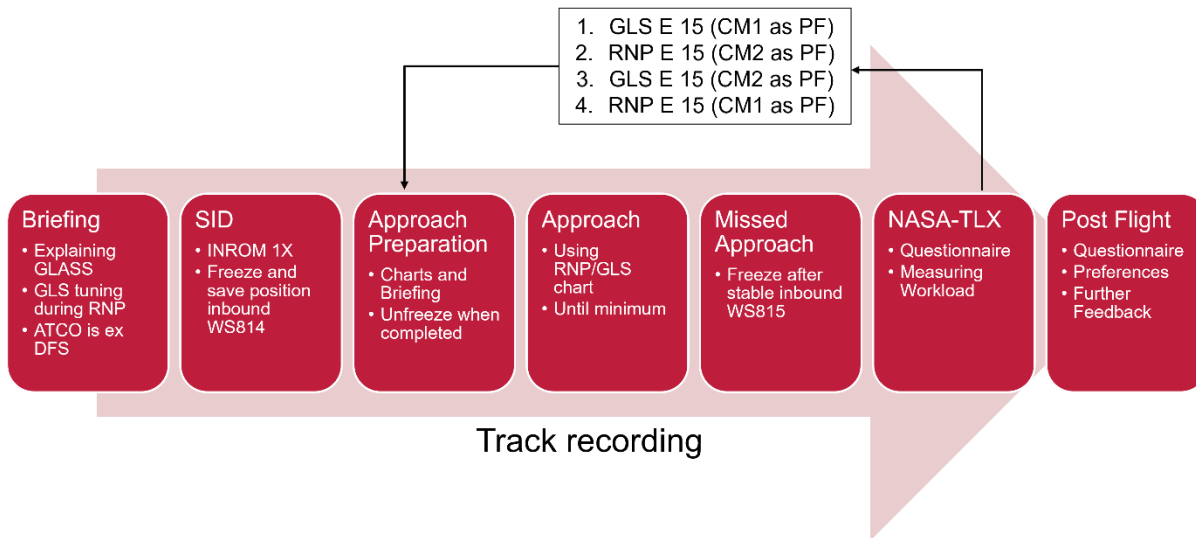


Figure 4:  
Se-

quence of events during the simulator study.

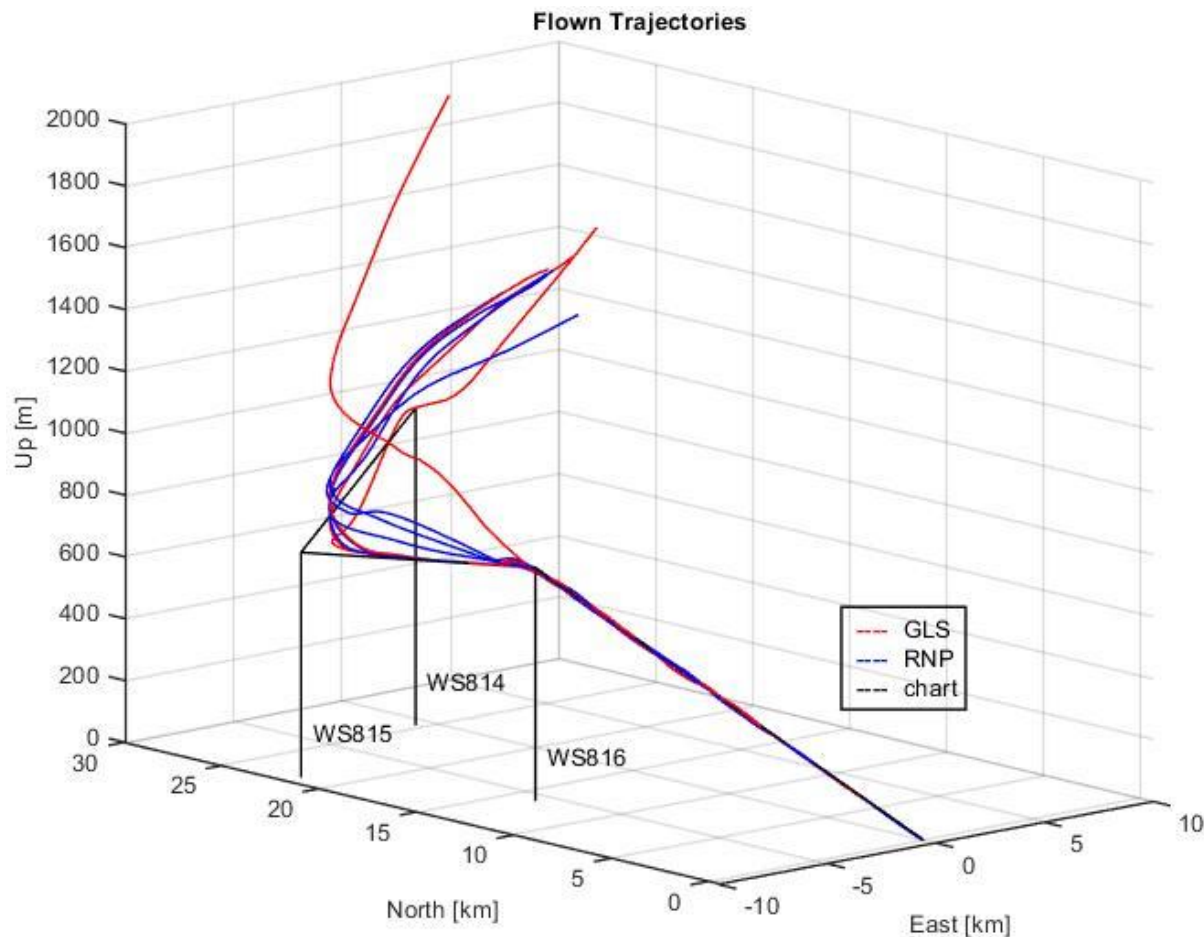
### Questionnaires

In the study we used two types of questionnaires to evaluate the approach variants, NASA Task Load Index (NASA-TLX) and a customized satisfaction survey. NASA-TLX is a multi-dimensional scale designed to obtain workload estimates. It consists of six subscales on which the participants rate their experience during the task. This procedure was developed by [21]. The six subscales are also described there. The results of the six subscales can be weighted using the procedure originally published with the NASA-TLX to account for the individual perception of workload. Here, we were only interested in overall task load and we chose hence to not perform any weighting on the results [22]. Each pilot completed one NASA TLX questionnaire after each individual approach was completed to assess workload for the different variants.

The second questionnaire was filled by the participants after the simulator session was completed. Here, we asked the participants for their personal comfort during the different approach variants and their opinion on which version is more prone to error and which option, in their opinion, has the clearer presentation. Additionally, we inquired which version the participants would prefer for an operational implementation. The personal comfort was rated on a 0-100 scale and with each of the other questions the participants could choose between the options GLS and RNP. As a third option, 'No Difference' was added in case the participants could not detect differences. Additionally, the post flight questionnaire had fields for open feedback by the participants.

### Performance Data Results

Figure 5 shows the trajectories flown during the simulator study. The GLS approaches that commence at a higher and lower altitude than the others are a result of miscommunication. The first crew was not aware that they were responsible for the descent planning. When this was detected and the crew was informed about their own responsibility, they immediately initiated a descent. Even though they were on a higher profile compared to the other approaches, they rightfully felt confident to reach the required altitudes. The second crew was told about their own responsibility to plan the descent and as a result were very cautious. That led to one approach that was lower than the others. Apart from that no other large-scale differences could be found in the trajectories.



**Figure 5.1: Trajectories**

**flown during the simulator study. Blue trajectories were flown using the RNP variant. Red shows the approaches flown with the GLS chart.**

Figure 5 indicates the lateral deviation from the line connecting the waypoints WS815, WS816 and the runway threshold. The X-axis shows the distance from the runway threshold in kilometers. It starts at 2 km, because the crews initiated a missed approach procedure when reaching the decision altitude approximately 2.2 km from the runway. The deviation during the missed approach procedure was not part of our study. At 14.3 km a black vertical line shows the location of WS816 with respect to the runway. Deviations in flight direction to the right are shown as negative deviations. Positive values on the y-axis indicate a deviation to the left of the ideal track.

The large deviation on the far side of WS816 is a result of the fly-by waypoint WS815. At such waypoints, the aircraft shall turn before reaching the point to intercept the track towards the following waypoint. The aircraft's FMS calculates the turn and commands the autopilot or flight director to fly it.

In Figure 6 the deviations during the RNP variant are shown in blue, while those during approaches with the GLS variant are shown in red. Using the RNP variant, the deviation after the turn reduces quickly to approximately 7 m. After that it takes about 5 km to reduce the deviation to almost zero. No overshoot was recorded during the RNP variants.

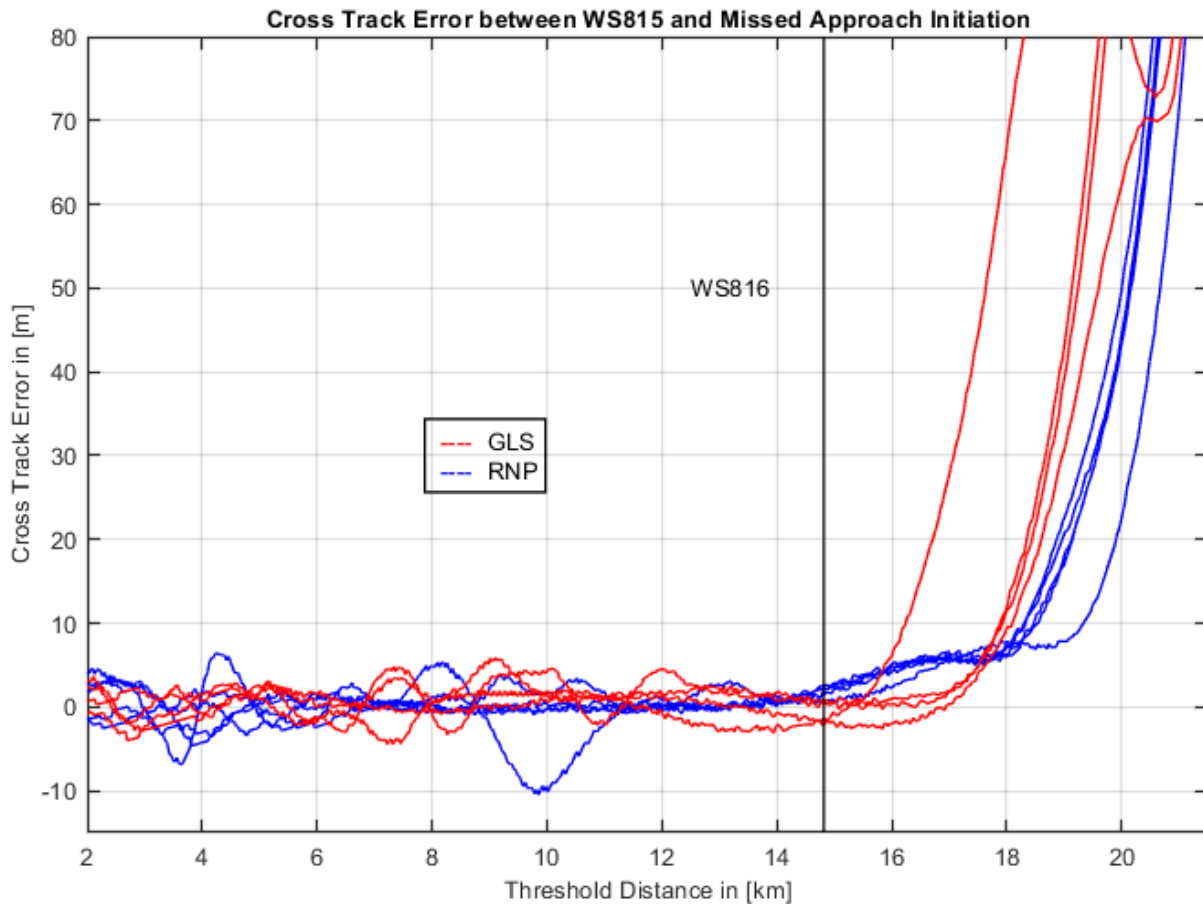
The resulting turns during the GLS variant do not show such a uniform picture. During two of those approaches the deviation was diminishing slower than during the RNP variants, but continuously down to zero and stayed there. In the other two instances the deviation does not decrease continuously but stagnates respectively increases slightly, before decreasing again and intercepting the ideal track. During two approaches using GLS operation an overshoot was recorded.

We could not determine the reason for the different behavior using GLS operation beyond doubt, but it is assumed, that the FMS calculation of the turn is responsible. Additionally, we recorded the speed during the approach and use it for explanation of this behavior. We can explain the slight increase in deviation in such a

way, that the deceleration was happening at that time resulting in a bank angle that is too large for the speed, as the turn was calculated with the speed prior the initiation of the turn. The FMS then detects the deviation and corrects for it. It could not be verified that this behavior is responsible for that increase, because the exact algorithms used by the FMS are not publicly available.

Another possible explanation is, that during a GLS approach the FMS expects to follow the localizer deviation after the intercept course and therefore does not anticipate the turn once the aircraft is on the intercept course. During an RNP approach the FMS calculates and directs the turn to final just as any other turn. When on localizer intercept course, the corresponding intercept mode (LOC\*) takes over without the plane anticipating a turn.

After the intercept of the desired track, one approach using the RNP variant deviates 10 m to the right of the course. This deviation is likely caused by manual flying of the respective pilot. Apart from that we found no differences between the variants after the intercept. Since the autoflight system is in the same mode (LOC GS) at this stage and the crews' tasks also do not differ, no significant difference was expected during this phase. During an GLS approach the maximum lateral deviation an aircraft may have at the minimum of 356 ft height, while still having the full vertical tolerances, is 58 m [15]. This is the point with the lowest XTE tolerance. The rec-



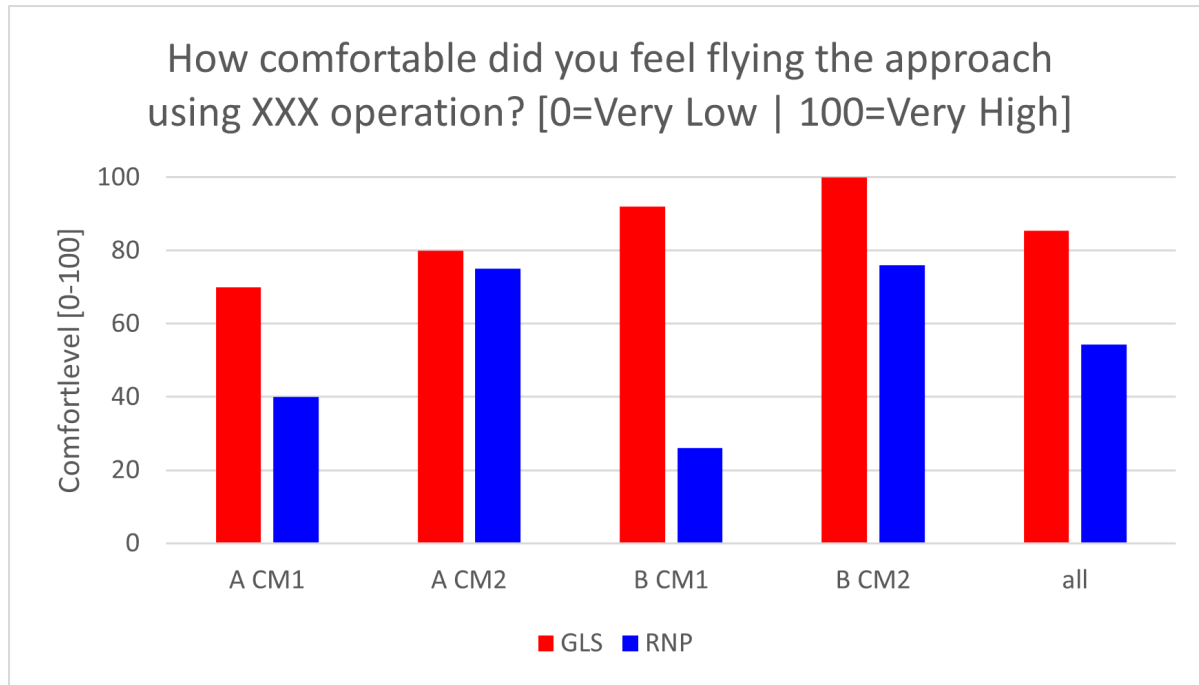
ordered values of up to 10 m in 10 km distance are well below that limit.

**Figure 6: Cross Track Error during the simulator flights between waypoints WS815 and the initiation of the missed approach procedure.**

Analysis of the other legs, the vertical deviation, and speed revealed no connection between the variant of chart with its type of operation and possible deviations. Therefore, no option is clearly superior to the other, but during the intercept the RNP variant led to less overshoot and to a continuous intercept.

## Post Flight Questionnaire

After the last approach and the last NASA-TLX questionnaire, we asked the participants to fill in the post-flight questionnaire. In this questionnaire all participants revealed that they felt more comfortable during the GLS variant of the approach as shown in Figure 7. The values differ a lot between the individual pilots. One pilot rated his comfort during the GLS variant with about 90 on a scale of 0-100 and during the RNP variant less than a third of that. One pilot on the other hand



felt almost the same comfort during both variants with a difference in rating of

about 5.

**Figure 7: Personal comfort results from the Post Flight questionnaire.**

With respect to the question which variant is more prone to error, half of the pilots taking part in the study chose either option. Therefore, no advantage for either option can be determined from the answers to this question. With three out of four and four out of four the results to the questions for the clearer presentation and the personal preference of the participants were very much in favor of the GLS variant.

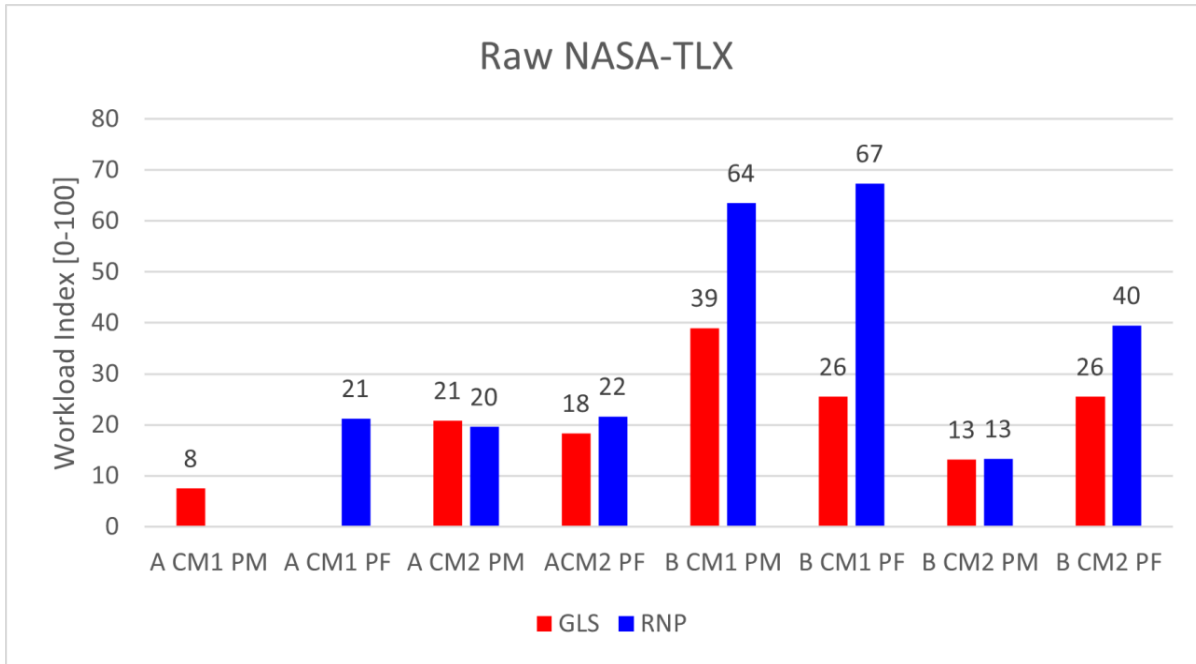
Additionally, the post-flight questionnaire had a field for open feedback by the participants. This feedback was focused on the way the tuning of the GLS was performed during the RNP version of the approach. The participants criticized this way of tuning and don't recommend it, as it induces the feeling of being in a non-normal situation. The results from this questionnaire indicate, that the GLS variant is the better option for the implementation of GLASS, but it is possible that the results are strongly influenced by the "non-normal" feeling of the crews during the backup tuning. The way of tuning could influence the personal comfort during the approaches and therefore the preference of the participants greatly.

## NASA-TLX Questionnaire

To assess the workload which the crews experienced, we compared the reported TLX values of every participant for the different variants to each other. Overall, the reported values again vary a lot between the individual pilots. While one participant reported an experienced workload of up to 67 out of 100 another pilot reported a maximum value of 22. That difference and the small number of participants in the study lead to the decision to not use average results but compare the two variants for every pilot individually. Figure. 8 shows the results of the raw NASA-TLX that is calculated by averaging the subscale reports of the individual participants.

It can be seen that the RNP generates higher workloads for all PFs and two PMs, whereof one is almost the same for both variants. On the other hand, only one participant experienced a higher workload during the GLS

as PM. Even though the differences in the values vary, in most cases the RNP variant resulted in higher crew workload. Due to a software glitch, two datasets for the first crew were lost, therefore we could not use that data for



comparison.

**Figure 8: RAW NASA-TLX results for each crew member in both roles.**

Since the results of the post flight questionnaire indicate a strong influence of the “non-normal” feeling, we checked the subscales “Mental Demand” and “Frustration Level” of the NASA-TLX. These subscales were chosen, because we expected that the stress resulting from the tuning method is prominent. Especially the values for PF show the increased workload during the RNP variant for all pilots. The values for the PM show larger values for two participants during the RNP variant and no difference for one.

## Conclusions

The criticism of the participants in the post flight questionnaire indicate that the GLS variant is the better option for a chart representation of approaches using GLASS. This is further substantiated by the other results of the questionnaires. The NASA-TLX questionnaire with its lower workload during the GLS variant, as well as the post flight questionnaire with the subjective opinions of the participants indicate the superiority of the GLS variant. This agreement in both questionnaires could be a result of the unusual tuning and the feelings pilots associate with this unusual technique. It is therefore possible, that the workload would be felt differently in another airplane type, in which no backup tuning function must be used.

The objective track analysis on the other hand did not show any advantage of the GLS. During the intercept of the GLS variant two tracks showed a non-continuous decrease of the XTE. Additionally, the aircraft speed of convergence with the final approach track was faster during the GLS variants, leading to two of the approaches overshooting the ideal track line. On the other hand, the reduction of the cross-track error during the RNP variant of the approach was in all cases continuous and no overshoot was recorded. However, non of these deviations were safety critical.

Overall, this study shows that a separate GLS chart for approaches using the GLASS technology results in less workload for the flight crew of an Airbus A320. This is also the option pilots prefer for the new technology and the option they feel more comfortable using. We also found that apart from the effects of the tuning method, the results of the variant using a modified RNP chart are not significantly worse.

As no new approach would have to be generated and published by the national Air Navigation Service Provider (ANSP), the RNP variant is expected to be quicker and easier in implementation from a ANSP perspective.

For the publication as GLS approach, a completely new obstacle assessment would need to be performed for the FAS as required by PANS-OPS.

The flight crew could also be trained to load a GLS type approach from the database when performing GLASS RNP approach. For the Salzburg example, air traffic control would clear the aircraft for the RNP-E approach. The flight crew knows from training, that in this case they need to load the GLS-E if they want to make use of the LPV minimum. If this technique is used, the safety impact of the mismatch between ATC instructions and pilot procedure must be assessed. It would lead to a lower cockpit workload, since no backup tuning is required, but necessitates a tailored database for the FMS.

Our recommendation is that only specially trained pilots should use the RNP chart for approaches using GLASS technology in A320 aircraft, so they are aware of the different tuning and higher taskload.

It is possible that the difference between the variants is significantly lower or even non-existent when another type of aircraft is used to fly the approaches. The way of tuning the required navigation aid differs between the manufacturers and even between different models. Additionally, the FMS calculation of turns that resulted in the higher deviation during the GLS variant may differ in another aircraft type.

## Acknowledgements

We would like to thank the German Ministry for Economic Affairs and Energy for funding the GLASS industry transfer project under grant number 20Q1933C. Furthermore, we would like to acknowledge Ferdinand Behrend from Lufthansa Aviation Training for providing the data extraction service for the full flight simulator. Many thanks also to the flight crews for their participation and feedback. This work was conducted as Janes Biernatzki's master's thesis under the supervision of Prof. Dirk Kuegler.

## References

- [1] "Performance-based navigation (PBN) manual." International Civil Aviation Organization; ICAO, Montreal, 2008.
- [2] T. Dautermann, "Civil air navigation using {gnss} enhanced by wide area satellite based augmentation systems," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 67, no. 0, pp. 51–62, 2014, doi: [10.1016/j.paerosci.2014.01.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.01.003).
- [3] T. Dautermann, M. Felux, and A. Grosch, "Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed," *GPS Solutions*, vol. 16, no. 3, pp. 375–387, 2012, doi: [10.1007/s10291-011-0239-3](https://doi.org/10.1007/s10291-011-0239-3).
- [4] T. Dautermann, "Civil air navigation using gnss enhanced by wide area satellite based augmentation systems," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 67, pp. 51–62, 2014, doi: [10.1016/j.paerosci.2014.01.003](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.01.003).
- [5] M. Felux, T. Dautermann, and H. Becker, "GBAS landing system – precision approach guidance after ILS," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 85, no. 5, pp. 382–388, Jan. 2013, doi: [10.1108/AEAT-07-2012-0115](https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115).
- [6] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, L. Ehmke, and M. Fermor, Eds., *GLS approaches using sbas: A sbas to gbas converter*. 2019. Available: [http://www.atmseminarus.org/seminar-Content/seminar13/papers/ATM\\_Seminar\\_2019\\_paper\\_1.pdf](http://www.atmseminarus.org/seminar-Content/seminar13/papers/ATM_Seminar_2019_paper_1.pdf)
- [7] Radio Technical Commission for Aeronautics, "GNSS-based precision approach local area augmentation system (laas) signal-in-space interference control document (icd)."
- [8] International Civil Aviation Organization, "Annex 10, aeronautical telecommunications, volume 1 (radio navigation aids), seventh edition, published July 2018, effective 8 November 2018," 2018.
- [9] G. K. Crosby *et al.*, "A ground-based regional augmentation system (gras)-the Australian proposal," in *Proceedings of the 13th international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation (ion gps 2000)*, 2000, pp. 713–721.
- [10] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and E. Akkogiounoglou, "Benefits for Greek regional airports through innovative approach technology using an lpv to gls converter: A case study for Corfu and Thessaloniki," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 36, no. 4, pp. 36–44, 2021, doi: [10.1109/MAES.2021.3050678](https://doi.org/10.1109/MAES.2021.3050678).

- [11] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, "Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an sbas to gbas converter," *GPS Solutions*, vol. 24, no. 2, p. 37, 2020, Available: <https://link.springer.com/article/10.1007/s10291-019-0947-7>
- [12] International Civil Aviation Organization, "Annex 15 to the convention on international civil aviation aeronautical information services," 2013, Available: <https://www.icao.int/NACC/Documents/Meetings/2014/ECARAIM/REF05-Annex15.pdf>
- [13] J. J. Biernatzki, "Operational Concept Development and Evaluation of Pilots Acceptance of the GLASS SBAS to GLS Converter," MS thesis, Technische Universität Braunschweig, 2021.
- [14] AIRBUS S.A.S, "DLR a318/a319/a320/a321 quick reference handbook." 2017.
- [15] International Civil Aviation Organization, "Doc 8168 Procedures for Air Navigation Services Aircraft Operations Volume II Construction of Visual and Instrument Flight Procedures." 2020.
- [16] D. de Waard, *The measurement of drivers' mental workload*. Haren, the Netherlands: Groningen University, Traffic Research Center, 1996.
- [17] A. Alaimo, A. Esposito, C. Orlando, and A. Simoncini, "Aircraft pilots workload analysis: Heart rate variability objective measures and nasa-task load index subjective evaluation," *Aerospace*, vol. 7, no. 9, p. 137, 2020.
- [18] M. G. Mykityshyn, J. K. Kuchar, and R. J. Hansman, "Experimental study of electronically based instrument approach plates," *The International Journal of Aviation Psychology*, vol. 4, no. 2, pp. 141–166, 1994, doi: [10.1207/s15327108ijap0402\\_3](https://doi.org/10.1207/s15327108ijap0402_3).
- [19] M. Yeh, J. Jaworski, and S. Chase, "Pilot perceptions on the integration of electronic flight bag information in new flight deck designs," *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, vol. 63, no. 1, pp. 91–95, 2019, doi: [10.1177/1071181319631335](https://doi.org/10.1177/1071181319631335).
- [20] N. C. M. van Zon, C. Borst, D. M. Pool, and M. M. van Paassen, "Touchscreens for Aircraft Navigation Tasks: Comparing Accuracy and Throughput of Three Flight Deck Interfaces Using Fitts' Law," *Human Factors*, vol. 62, no. 6, pp. 897–908, 2020, doi: [10.1177/0018720819862146](https://doi.org/10.1177/0018720819862146).
- [21] S. G. Hart, "NASA task load index (tlx): Paper and pencil package." NASA, Mofett Field California, 1986.
- [22] S. G. Hart, "Nasa-task load index (nasa-tlx); 20 years later," *Proceedings of the Human Factors and Ergonomics Society Annual Meeting*, vol. 50, no. 9, pp. 904–908, 2006, doi: [10.1177/154193120605000909](https://doi.org/10.1177/154193120605000909).

## **7.4. Benefits for Greek Regional Airports Through Innovative Approach Technology using an LPV to GLS Converter: A Case Study for Corfu and Thessaloniki**

### **Abstract**

Required Navigation Performance procedures are a cost effective and accurate solution for aircraft instrument approaches, especially when combined with a final approach segment utilizing satellite based augmentation. However, transport category aircraft are currently not equipped with the satellite based augmentation for precision guidance. An existing converter technology can provide this final approach segment to aircraft equipped with the GPS landing system. Then, as an added bonus, an automatic landing at pilots discretion is possible after the presented approach. Here, we study Thessaloniki and Corfu airports, both accommodating a large number of transport category aircraft, with many ground infrastructure constraints. Both were recently equipped by the Hellenic air navigation service provider with RNP approaches. We successfully flight tested the satellite based augmentation to GPS landing system converter and show that both airports could benefit from a permanent installation of such a system by having fewer diversions.

### **Introduction**

During the recent past, aviation navigation has slowly changed from having a ground based infrastructure to the utilization of Global Navigation Satellite Systems (GNSS). Navigation using satellite signals is based on signal propagation time measurements from the satellite to the receiver, knowledge of the satellite position, and subsequent triangulation [1]. ICAO harmonized the need for comparable standards in satellite navigation within the Performance Based Navigation (PBN) concept [2]. Here, navigation system performance requirements are specified for on-board navigation capability with a high level of accuracy and integrity.

For the approach to airports, ICAO is differentiating between Non-Precision Approaches (without vertical guidance) and Precision Approaches (with vertical guidance). Precision Approaches with three-dimensional guidance to a dedicated runway can either be achieved by traditional ground based landing aids (i.e. ILS, MLS) or by GNSS based approaches. However, due to atmospheric interference and noise in the horizontal direction, a position resolution is only possible with an accuracy (95%) of several meters, depending on satellite geometry, and in the vertical direction it is even more diluted due to the absence of signals originating below the receiver. For this reason, the GNSS signals need to be augmented to be used for Precision Approaches to airports.

Generally, two different augmentation systems exist to improve the lateral and especially the vertical navigation integrity, accuracy, continuity and availability. These are based on ground stations at fixed and surveyed locations. For the Ground Based Augmentation System (GBAS, [3]) these reference sites are located at the respective airport. Correction and integrity data is provided via a VHF aeronautical data link. For the second system, the Satellite Based Augmentation System (SBAS) [4], [5], reference sites are distributed over a country to continental sized service region and the data is provided via satellite downlink. Both systems use Final Approach Segment (FAS) data blocks to describe the approach funnel used by aircraft to approach the runway. This data block contains all the necessary information for the avionics to compute virtual localizer and glide path information. Using GBAS, the system is called GNSS Landing System GLS and the FAS data block is provided at the airport by the VHF data broadcast. Using SBAS, the procedure is called Localizer Performance with Vertical guidance (LPV). The LPV procedure is typically available as lowest minimum on an RNP approach procedure [6], and the FAS data block is provided by the navigation data base of the flight management system. Correction information and FAS data are largely identical for both systems (GLS and SBAS). Both systems enable a decision height as low as 200ft above the aerodrome and a minimum Runway Visual Range (RVR) of 550 meters.

At present, automated landings can only be carried out with precision guidance systems such as the Instrument Landing System ILS [7], the Microwave Landing System MLS, or the GBAS landing system GLS [8]. The common feature of all these systems is the routing of guidance signals directly from the receiving device to the autopilot. Based on these signals the autopilot controls the aircraft during landing phase. The receivers for

these three systems are often combined in a multimode receiver (MMR). From the GLS FAS data block the MMR calculates angular deviations from the target path and transmits these directly to the autopilot.

Regarding the equipment rate of aircraft used for commercial transport service, most of the recent Boeing models (B 737-800 and newer, B 787, B747-800) have a GLS capable multi-mode receiver as a standard equipment. For most of the new generation Airbus types, the GLS capability of a multi-mode receiver is either available as an option or it is already installed by default and can be activated for a service fee. In contrast to this, almost no medium-size aircraft in service with European airlines (A 320, B 737 families) is equipped with avionics capable of using the SBAS system for final approach LPV type guidance [9]. This lack of equipage with SBAS capable avionics in combination with the economic aspect of the high procurement and installation costs for a GBAS ground station presently prevents the use of GNSS based Precision Approaches at regional airports.

One of the four key areas of research in the SESAR Program is the “High Performing Airport Operations” which is also reflected in the European ATM Masterplan and the SESAR Deployment Programme (<https://www.atmmasterplan.eu/>). In 2018, the EUROCONTROL study European Aviation in 2040 – Challenges of Growth [10] has forecasted a steady and continuous growth of IFR movements in Europe stating that *“geographically, there has been particularly strong growth in arrival and departing flights for Greece and Iberia, including the Canary Islands, as tourism preferences continued to change”*. Whilst most of the solutions provided by the SESAR programme are focused on managing the operations at larger (hub-) airports, in the future the stability and quality of service at the smaller regional airports will also play a growing role in the European network. If feeder flights to the hubs are cancelled or delayed due to poor meteorological conditions at the regional airports this will also have a major impact on the punctuality and service quality for the hubs and hence for the entire air traffic network.

As a cost-efficient solution mainly for regional airports, [11] we describe a system that enables aircraft equipped with a GLS capable MMR to receive correction data as generated by a SBAS system via the GLS data broadcast system. The system is called GLASS and schematically illustrated in Figure 28. It receives the correction information generated by an SBAS, assembles them to a GBAS conformal structure and applies correction factors to account for the differences between the two systems. GLASS is intended to bring together the advantages of both augmentation systems. It combines an SBAS-capable GNSS receiver with a database and a GLS-compatible data link. The correction and integrity data received from the SBAS satellite are automatically translated into GLS-compatible structures and sent to the multi-mode receiver including the FAS data block. The device can be installed on the ground as well as in the aircraft. An extended version generates ad-hoc FAS data blocks via a user interface by putting in basic data such as approach trajectory and glide angle, enabling faster set-up and commissioning. For both, airport operators and air navigation service providers, the RNP approach is easy and cost-efficient to implement, since it does not require any additional installation of navigation aids on the ground. An LPV to GLS converter could enable aircraft, which is already equipped with an appropriate MMR, to utilize those lower minima and even – at pilot’s discretion – perform automatic landings.

The GLASS system can enable improved access to airports, which operate under location constraints and adverse weather conditions. More specifically, such an airport, is the Greek regional airport at Corfu island (ICAO identifier LGKR) which is built on an embankment into the Mediterranean Sea and a large part of the RWY is surrounded by water; the approach end of runway 34 is surrounded on the one side by a lagoon and on the other side by the Mediterranean Sea and the approach end of runway 16 is bordered by the city of Kerkira. Consequently, due to the limited airside area, the installation of a conventional instrument landing system (ILS) or GLS is not feasible. Hence, until today LGKR airport is served only by non-precision approaches.

A second airport, worth examining it, is Thessaloniki Airport (ICAO Identifier LGTS) , the 2nd largest airport in Greece, with a significant annual number of aircraft movements. The airport has a complex infrastructure with 2 crossing RWYs, both extending into the sea (Thresholds 16 and 10), with constraints to both North and North West ends. Both RWYs are equipped with a Precision Approach system to the 2 of the 4 RWY ends. The significant constraint of LGTS airport is the great number of diversions due to low ceiling. Aeronautical charts for both airports can be found at <https://www.ead.eurocontrol.int/>.

## Operational Concept

Since the GLASS system does not need to receive any navigation data directly from the GPS satellite and only needs the information channel from the SBAS satellite, it can be installed almost anywhere at the airport. Multipath considerations as in GBAS are not necessary. The only requirement is a clear view of one (or for redundancy reasons better two) of the EGNOS satellites. To cover the approach area, one needs to take care that zero points of the electromagnetic field are not at critical locations on the approach path. This is covered by GBAS VDB siting instruction [12].

Charting of the procedure does prove a bit more difficult. A straightforward way would be to amend the RNP approach chart with a supplemental GLS channel number. It should also indicate that the LPV final approach is rebroadcast as GLS. The reference path identifier could be named SBAS or S26A instead of the usual notation “G26A” (or similar). In this notation, the G stands for GPS, 26 for the approach runway, A for the first GLS approach in sequence for that particular runway end. If such a charting option would be approved, the pilot would have to manually enter the channel number into the FMS and switch the autopilot/flight director to landing system mode.

Another option would be to issue a GLS approach chart identical to the RNP approach chart. This chart would need to have the restriction “LPV Only” in order to make it known to the pilot that he is flying an LPV approach. In this case, no manual entry of the channel number is required since this number is already stored in the navigation data base.

## Current Situation in Greece - Corfu and Thessalokini Airports

In line with the forecast from the “Challenges of Growth” study by EUROCONTROL [10] many regional airports in Greece have pre-Corona experienced a strong traffic growth. But many of these airports are currently not equipped with ground based landing aids, i.e. ILS, either because it is geographically not feasible or because of economic considerations. At some of the Greek regional airports, Non Precision Approach procedures with relatively high minimum decision heights are the only alternative. In situations of poor weather and especially at low cloud base, these procedures can lead to diversions or cancellations for airlines.

HCAA has recognized the issue and has developed RNP procedures for many locations to improve the stability of service at the regional airports. As of the AIRAC cycle 1019 (effective 12 Sep 2019), Corfu (LGKR) airport is equipped with one RNP approach to runway 34, with an LNAV only minimum line and an Obstacle Clearance Height (OCH) of 764ft above aerodrome level (AAL) for all approaching aircraft. Thessaloniki (LGTS) airport has a RNP Y approach for runway 34 with LPV minimum only and a decision height of 973ft AAL for approach category C and a RNP Z with LNAV/VNAV obstacle clearance altitudes of 882ft AAL for an approach category C. Most likely, the minimum for the LPV approach is higher due to incomplete obstacle data, as the LPV obstacle assessment surface is slightly wider than the one for LNAV/VNAV [13].

Since both airports have relatively high OCHs it is very likely that during bad weather conditions, diversions are necessary. Records of diversions by the airport operator Fraport Greece show that for Corfu Airport, 19 flights in total were affected during year 2019, 29 flights during 2018 and 17 flights during 2017. The months, which were affected, were almost all during the winter and early summer. The number of days affected during 2019 was 9, 14 days during 2018 and 11 days during 2017 (Table 3).

Corfu	Total Movements	GLS Equipped	Potentially Retrofittable with GLS	Diversions due to weather
Thessaloniki				
2017	21860	8656	9589	17
	44545	11627	25567	121
2018	26595	10960	12194	29
	56186	16017	34423	209
2019	18822	7406	8340	19
	38673	11463	23443	109

**Table 3 Movement statistics for Corfu and Thessaloniki airports, extracted from the Eurocontrol CNS Dashboard (<https://www.eurocontrol.int/dashboard/communication-navigation-and-surveillance-dashboard>). Only 8 Months of 2019 are considered**

For Thessaloniki Airport, 109 flights in total were affected during year 2019, 209 flights during 2018 and 121 flights during 2017. During 2019 and 2018, the months which were mostly affected by the weather conditions and specifically by the low ceiling were January and February, with some minor diversions beginning of March. However, during 2017, months mostly affected were November and December with some minor diversions at the beginning of December. The number of days affected during 2019 were 17, during 2018 21 days and during 2017 19 days. According to the Eurocontrol CNS Dashboard (<https://www.eurocontrol.int/dashboard/communication-navigation-and-surveillance-dashboard>), both Corfu and Thessaloniki Airports have already traffic with aircraft equipped with GLS. Specifically at Corfu Airport, the number of movements with GLS equipped aircraft reached the number of 8.656 movements during 2017, increased during 2018 with 10.960 movements and for 2019, since early January and until August (where the available data ends) the movements of 7.406. Extrapolation to 12 months yields approximately 11000 movements. Regarding Thessaloniki Airport, the movements of GLS equipped aircraft were 11.627 during 2017, with an increasing number of 16.017 movements during 2018. During 2019, from January to August, the movements of these aircrafts have reached already the 11.463 movements (Table 3). Extrapolation to 12 months yields approximately 17000 movements

If the aircraft that could potentially be retrofitted with GLS are taken into account, the aircraft movements at Corfu for the time period 2017-2019 were 9.589 during 2017, 12.194 during 2018 and 8.340 during 2019 (counting only the first 8 months- January to August for 2019). If the aircraft that could potentially be retrofitted with GLS are considered, the aircraft movements at Thessaloniki airport for the time period 2017-2019 were 25.567 during 2017, 34.423 movements during 2018 and 23.443 during 2019 from January to August. From this data, it can be assumed that a significant number of flights can benefit from the GLASS system in poor visibility conditions, it can enhance safety for Corfu Airport and can provide further assistance and guidance for pilots to Thessaloniki Airport, having also in mind the great increase of the accessibility and thus of the performance of both airports (Table 3).

### Ground Measurement Campaign

In order to ascertain the feasibility of an installation of the GLASS converter system at LGKR and LGTS, we recorded 24h GPS and EGNOS data at each of the two airports. The campaign at Corfu took place from August 29th to 30th 2019 and the one at Thessaloniki from September 3rd to September 4th 2019. In both cases, a Septentrio AsterRx receiver was installed and connected to a Talysman multi-frequency GNSS antenna on the roof of the terminal building of each airport. Then, the availability of the system with protection level inflation and without was assessed. In [11], the inflation introduced in the protection level calculation was described, in order to fully reproduce SBAS protection level in the converter system. However, since GBAS actually only “cares” about the cross track component in the horizontal, plus a percentage of the along track component mapped to the vertical due to the glide path, this inflation is strictly not necessary for safety considerations.

The GBAS standards [3] provide for alert limit scaling as the aircraft gets closer to the landing threshold. According to [3], the vertical alert limit is scaled with height  $H_p$  above the threshold as

Vertical Alert Limit	Height above Threshold $H_p$
FASVAL	$H_p < 60.96\text{m}$
$0.095965H_p + \text{FASVAL} - 5.85\text{m}$	$60.96\text{m} < H_p < 408.432\text{m}$
$\text{FASVAL} + 33.35\text{m}$	$H_p > 408.4432\text{m}$

Any GBAS airborne system following this equation will only apply the Final Approach Segment Vertical Alert Limit (FASVAL) from below 200ft (60.96m) Above Ground Level (AGL). Since the GLASS approach will terminate the latest at 250ft according to [6] or at the published OCH if higher, we chose to assess the integrity at the lowest possible height for each published approach procedure. For the RNP approach to LGKR’s runway 34, this altitude is 764ft AGL and for the RNP approach with LPV final to LGTS’s runway 34, this altitude is 973ft.

With the final approach segment vertical alarm limit limited to 25.4m instead of the maximum of 35m, an increased availability will arise if no inflation is used

In Figure 29 we depict the results for Corfu Airport in a Stanford integrity diagram. In [14] we provided a brief description of what is depicted in such an integrity plot: *“In order to evaluate integrity and continuity of an SBAS system, actual navigation performance and protection levels are plotted as a 3D histogram in an integrity plot. ....The integrity plot can be divided into four areas: For normal operations, the position error is smaller than the protection level which is in turn smaller than the alert limit (white area). The system is available and overbounding the actual position error correctly. If the protection level is larger than the alert limit the system is unavailable for use (yellow area). Should the position error exceed the protection level, misleading information (MI) is given by the system (red/pink area). In case the navigation system error is larger than the alert limit, this misleading information becomes hazardous (HMI) to the aircraft (red area) since no guarantee for it to be within the protected area can be given.”*

In Figure 29 (top) we show that a 99.88% availability can be achieved with the GLASS system running in the uninflated mode. In Figure 29 (bottom) we can see that using the inflator reduces the availability to 97.2%. In no case misleading or hazardously misleading information occurred. Here we considered the Vertical Alert Limit (VAL) of 41.9m as calculated by an airborne GLS receiver at 764ft above aerodrome level, where the missed approach point is reached. Figure 30 follows the same analysis for Thessaloniki. In Figure 30 (top) we show an uninflated availability of 99.95% and using the inflation method, it drops to 98.34% shown in in Figure 30 (bottom). Equally, no misleading or hazardously misleading information occurred at any time. We considered the VAL of 48m at 973ft above aerodrome level, where the missed approach for the existing procedure must be initiated.

## Experimental Flight Testing

On 14 February 2020, we flew DLR’s Advanced Technology Research Aircraft (ATRA) to Thessaloniki Airport to conduct GLASS flight tests.

The ATRA is equipped with the current Thales Flight Management System (FMS) version 2 and a basic Flight Test Instrumentation (FTI). The FTI provides ARINC 429 [15] data acquisition from the aircraft’s basic avionics system, as well as additional sensors such as precise high-quality GNSS receivers, data storage and real time visualization of this data to the flight test engineer. The FTI consists of six CRONOS data acquisition units by IMC [(<http://www.imc-berlin.com/applications/aerospacel/>)], three controlling computers and seven display screens for two engineer workstations. From the FTI, a custom data stream can be provided to further experimental stations if needed.

Unfortunately, the VHF frequency transmission permission was not yet available, thus we were forced to collect data for post processing only and we were not able to transmit a live GLS signal from the ground. We recorded GNSS data including SBAS using a Septentrio PolaRx3 receiver at 10Hz from an experimental GNSS L1/L2/L5 multiband antenna installed on top of the aircraft’s fuselage.

At 09:56 UTC the aircraft began to conduct three RNP Z approaches to Runway 34 at Thessaloniki. The ground track, waypoints and terrain are shown in Figure 31. The approach began from the west, at the initial approach fix waypoint APZOC with a minimum altitude of 5000ft MSL. Next, the aircraft passes the intermediate fix CEFEB at 4000ft MSL or above. The final approach commences at 3500ft MSL at the waypoint TS626, from which the aircraft descends on a 3.8 degree path towards the runway for landing. The final approach is rather steep and follows the terrain contour of a hill located south of Thessaloniki airport. During the first two approaches, the pilots initiated a missed approach at the decision altitude followed by radar vectoring to APZOC as provided by the air traffic controllers. The last approach was concluded with a successful landing on runway 34.

Since we could not use the installed Collins GLU-925 multi-mode receiver (MMR) to receive a live signal in space due to the absence of the frequency transmission permission, we post processed the Septentrio data with corrections generated by the GLASS system algorithms and a multi-mode receiver software. Figure 32 shows the result of this post-processing. The top panel of Figure 32 shows the vertical integrity data calculated by the MMR in GBAS mode as described in [3] and [16]. As the

vertical component is always the more restrictive one and the horizontal and lateral does not give additional information, we show here only the data pertaining to the vertical component.

The top panel of Figure 32 depicts the different Vertical Protection Levels (VPL) and the alert limit during the flight test. The green line shows the vertical alert limit. It scales from 58.75m down to the final approach segment vertical alert limit (FASVAL) of 25.4m. We can already notice that this value is only achieved at the very end of the trial for a very brief period of time when the aircraft is below a height of 60.96m (or 200ft) above ground for the final landing. During the two previous approaches, the alert limit scales down to 39.4m during the go-around. This is in accordance with our argumentation in the previous section, where we conclude that the VAL at the decision height is the limiting factor and not the FASVAL.

Protection Levels (PLs) estimate the position uncertainty at the allocated integrity risk bound at any measurement epoch. This calculation is a requirement for any airborne GNSS receiver (details can be found in [4], [11] and the references therein). The red line is the standard SBAS VPL as computed by a pure SBAS receiver certified according to [4]. The yellow line shows the VPL computed by the airborne receiver using the GLASS ground system without any inflation and the purple line is the VPL computed by GLASS ground system including inflation. The sawtooth pattern in the protection levels is typical for SBAS and takes into account the degradation of the correction validity over time. In this snapshot, we can observe that the protection levels behave as expected from [11]. The VPL obtained by the uninflated GLASS system is slightly larger than the pure SBAS VPL due to addition of the along track error component to the vertical error estimate, caused by the aircraft descending on an angled glide path and the larger K multiplier required by GBAS. Lastly, of course, the inflated GLASS is the largest. When the aircraft is in a turn (at 10:05, 10:17 and 10:29), tracking to some low elevation GPS satellites is lost and the protection levels increase.

The middle panel shows both localizer (blue) and glide slope (red) deviations in degrees calculated from the FAS data block in angular units. The deviation calculation is stopped at full scale deviation, which is determined by taking 0.25 times the glide path angle for glide slope deviation and the course width at threshold from the FAS data block. Arrows indicate the respective value in the panel. Lastly, on the bottom panel we can see the aircraft altitude above the WGS84 ellipsoid. Whenever the aircraft was in the precision approach region defined by [3] we shaded the plots with gray background color.

Figure 33 shows a magnified view of the last approach. In the top panel the zig-zag pattern of the protection levels is now clearly visible. Contrary to Figure 32 we show the localizer and glide slope deviations in Figure 33, bottom panel, as rectangular deviations in meters, in order to depict the actual displacement in an easy to visualize manner.

## Conclusions

Both ground and flight tests yielded results as expected with a good availability (>97%) and integrity (no violations). Only a small percentage of availability is lost even in the inflated case. When evaluating the simulated yielded MMR data from the flight test, system behavior was as expected.

As shown in section III, a total of 65 flights were affected by the current approach minimum at Corfu airport from 2017-2019. In the same time span a total of 530 flights were affected in Thessaloniki. This means that with a pessimistic availability estimation of the GLASS system by 97%, a total of 577 flights could have benefited from a lower minimum at those two airports. This would increase the airport performance significantly assuming that all relevant aircraft would be GBAS equipped.

In order to gain operational experience and in preparation of an upcoming certification, we plan to install and test several systems at Corfu and Thessaloniki airports based on the positive results from our measurement campaign. We will use already existing LPV final approach segments and dedicated airline partners to gather data over a longer period. Involvement of the Hellenic CAA is crucial to jointly define operational procedures for the trial period. For the forthcoming certification process of such a system like GLASS we will firstly rely on

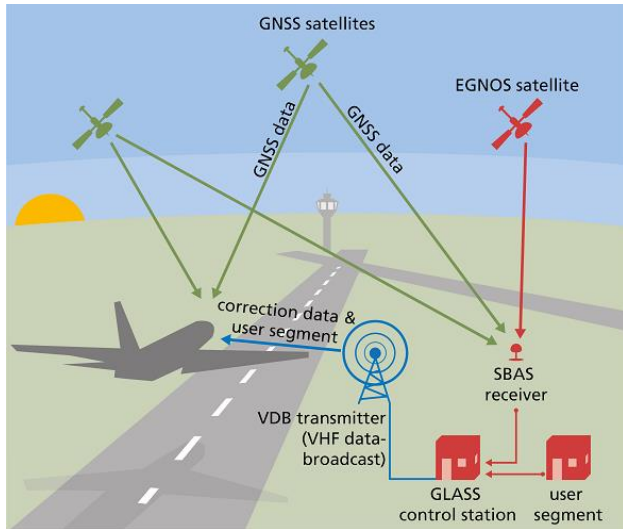
the existing approval of the two main augmentation systems SBAS and GBAS. Some of the basic functions of GLASS are derived from these systems like the SBAS message decoder as well as the GBAS data broadcast. Industrialization of the system is envisaged in the proximate future.

## Acknowledgment

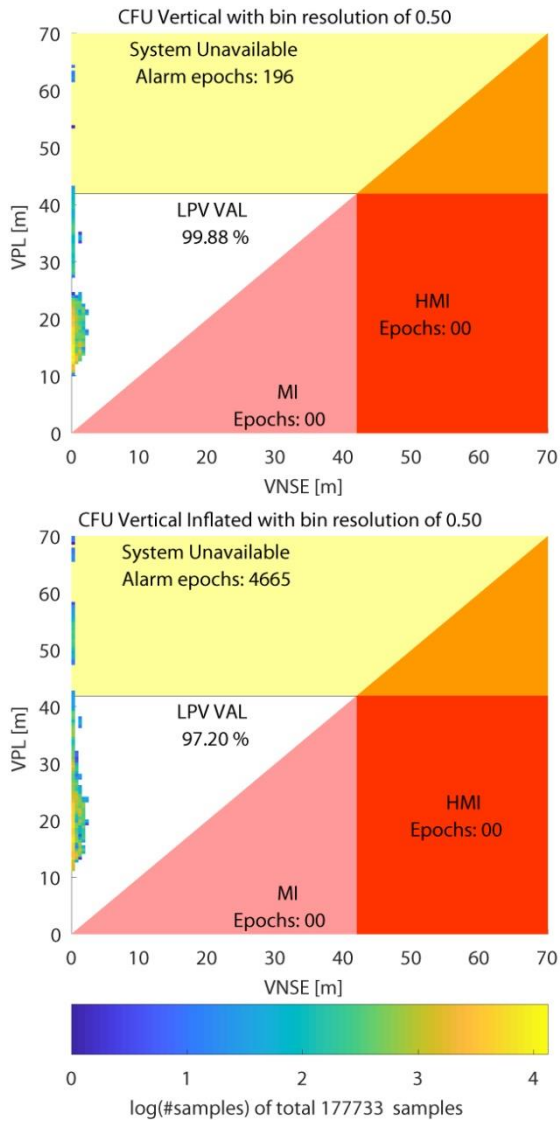
We would like to thank DLR Technology Management for funding the initial GLASS research project. Furthermore, test pilots Peter Baumann and Jens Heider, Flight Test Engineer Malte Kreienfeld, Technician Silvio Heyne, FTI Specialists Andreas Buschbaum and Hayung Becker.

## References

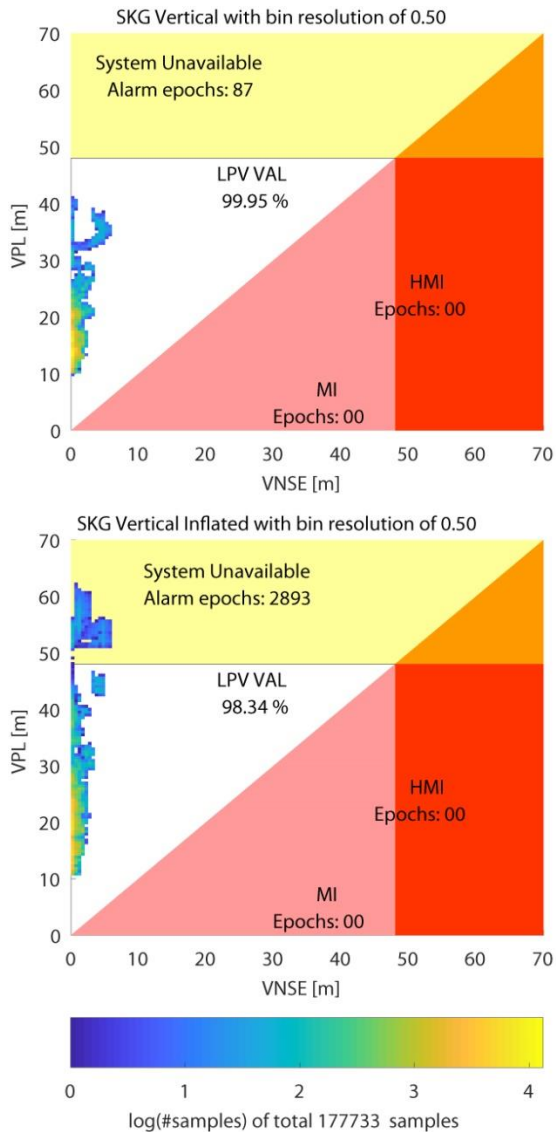
- [1] Pratap Misra and Per Enge. *Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance*. Number ISBN 0-9709544-1-7. Ganga-Jamuna Press, 2011.
- [2] ICAO. *Performance-based Navigation Manual*. ICAO, fourth edition edition, 2012. Doc 9613.
- [3] RTCA. *Minimum Operational Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment*. Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA, 2017.
- [4] RTCA. *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment*. Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA, Dec 2016.
- [5] Javier Ventura-Traveset and Didier Flament, editors. *EGNOS The European Geostationary Navigation Overlay System*. Number ESA SP-1303. ESA Publications Division, 2006.
- [6] European Aviation Safety Agency. *Rules for Air Operations*. 2019.
- [7] Börje Forssell. *Radionavigation Systems*. GNSS Technology and Applications Series. Artech House, 2008.
- [8] RTCA. *Minimum Aviation System Performance Standards for Local Area Augmentation System (LAAS)*. Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA, 2004.
- [9] Frederic Belloir. Airbus Status on SBAS, EGNOS Service Provision Workshop, 29-30 September 2015, Copenhagen
- [10] Eurocontrol. *European Aviation in 2040: Challenges of Growth*. 2018.
- [11] Thomas Dautermann, Thomas Ludwig, Robert Geister, and Lutz Ehmke. Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter. *GPS Solutions*, 37, 2020.
- [12] Federal Aviation Administration of the United States of America. *Siting Criteria for Ground Based Augmentation System (GBAS)*. FAA, 2018.
- [13] ICAO. *Procedures for Air Navigation Services Volume 1*. International Civil Aviation Organization, doc 8168-ops/611 edition, 2014.
- [14] Thomas Dautermann. Civil air navigation using {GNSS} enhanced by wide area satellite based augmentation systems. *Progress in Aerospace Sciences*, 67(0):51 – 62, 2014.
- [15] ARINC429-20. *Mark 33 Digital Information Transfer System (Dits) Part 1: Functional Description, Electrical Interface, Label Assignments and Word Formats*. AERONAUTICAL RADIO, INC, Sept 2001.
- [16] EUROCAE. *Minimum Operational Performance Specification For Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment To Support Category I Operations*. European Organisation for Civil Aviation Equipment EUROCAE, 2013.



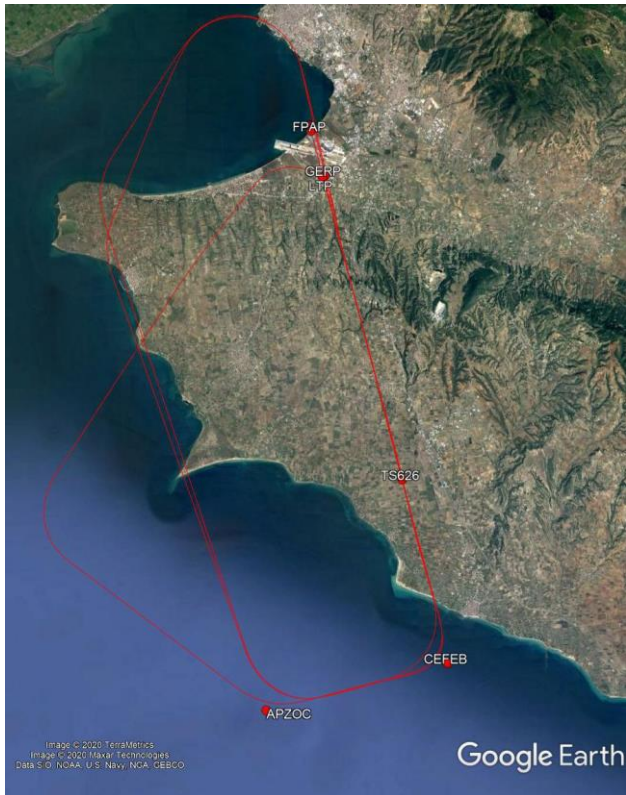
**Figure 28 Set-up and function of the GLASS Systems (GLS approaches based on SBAS)**



**Figure 29 Measurement Campaign Data obtained on 29/30 August at Corfu (top) No inflation (bottom) with protection level inflation. The Vertical Alert Limit (VAL) of 41.9m is considered at 764ft above aerodrome level**

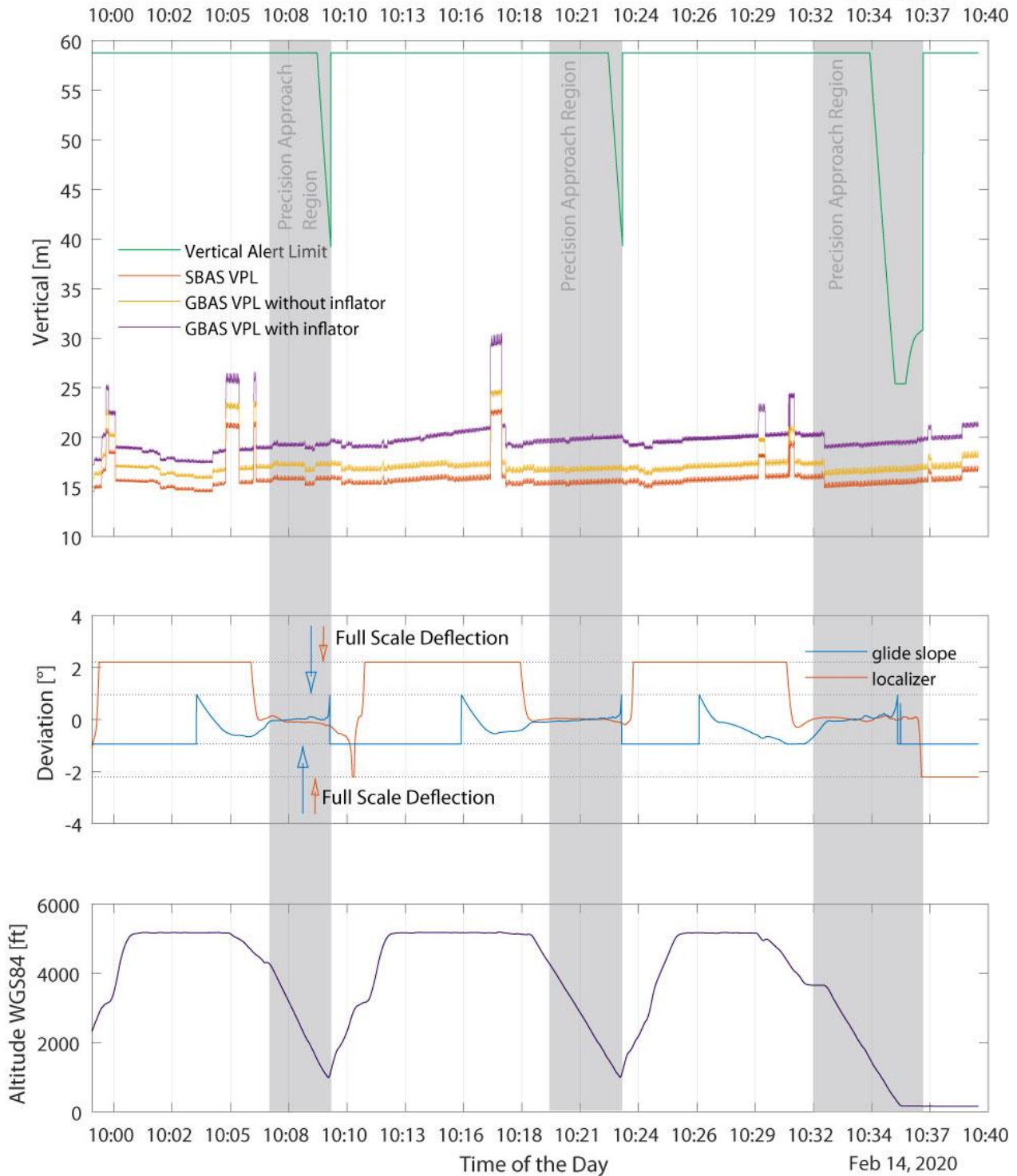


**Figure 30 Measurement Campaign Data** obtained on 3/4 September 2019 at LGTS. (top) No inflation (bottom) with protection level inflation. The Vertical Alert Limit (VAL) of 48m is considered at 973ft above aerodrome level

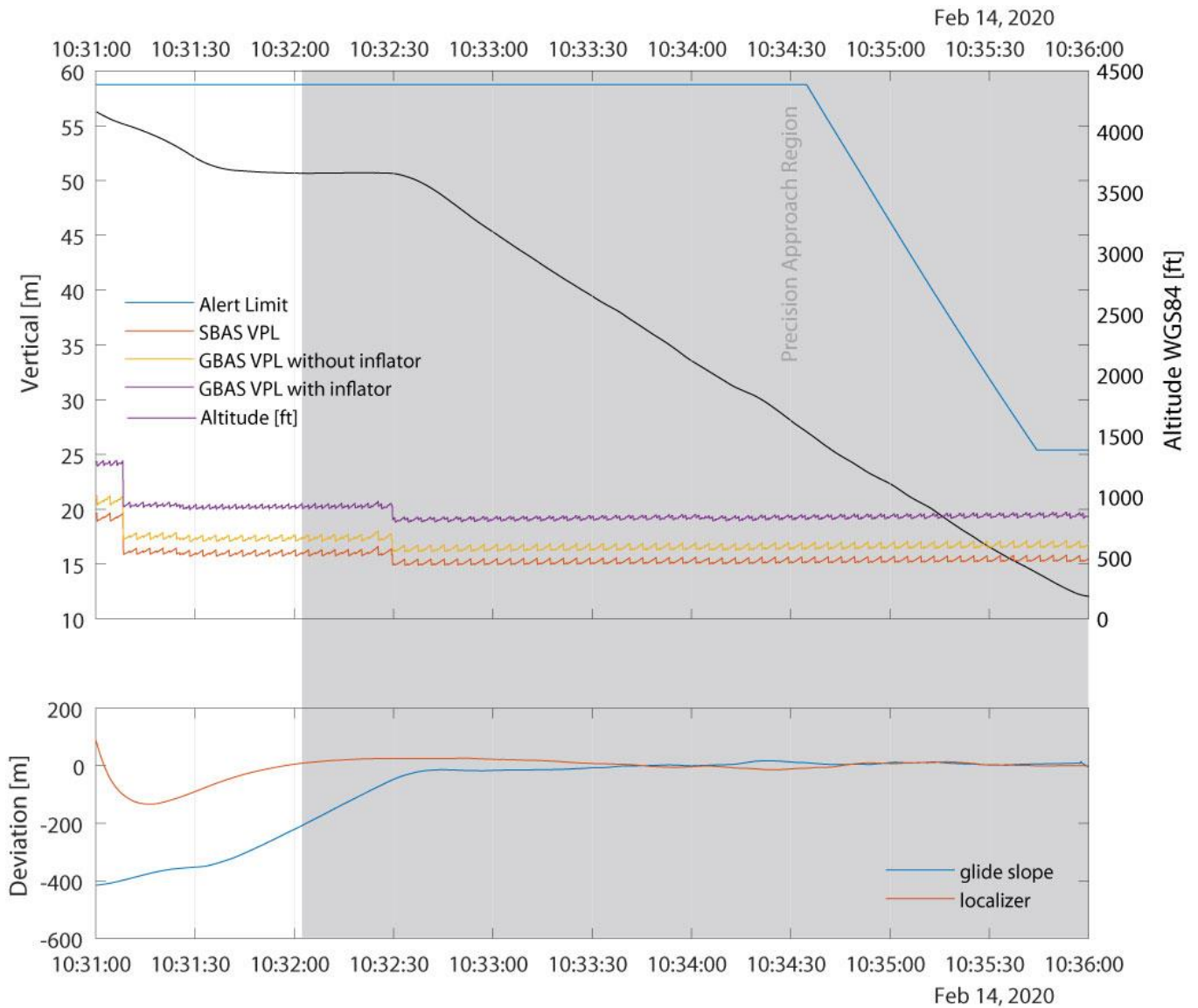


**Figure 31 Ground track recorded during the flight trials on 14 February 2020**

Feb 14, 2020



**Figure 32 Multi mode receiver data from the approaches flown on 14 February 2020 in Thessaloniki. The gray shaded parts indicate that the aircraft was in the precision approach region. (top) Protection levels and alert limits (middle) Angular Deviations calculated by the GLS algorithms. The arrows indicate the maximum possible indication to the pilots (bottom) altitude above the WGS84 ellipsoid**



**Figure 33** Close up data from the last approach. (top) Protection levels and alert limits during the approach. The black line with the scale on the right hand side shows the altitude above the WGS84 ellipsoid. (bottom) The rectilinear deviations from glide slope and localizer are shown.

## 7.5. Flight Testing GLS Approaches enabled by Wide Area Corrections in Kerkyra, Greece

### Abstract

Many airports with a high value to commercial air traffic have spatial or budgetary constraints which prevent the installation of a precision approach system. We previously designed a lowcost precision approach system which combines the advantages of both the ground-based and the satellite-based augmentation systems by using a converter between them in order to allow GAST-A approach types.

We installed, operated and flight tested such a system at Kerkyra Airport using an A320 aircraft. During these, we recorded data from a commercial multimode receiver as well as GPS raw data in order to prove the

feasibility of the system. Data was analyzed using the Pegasus toolset as well as a highly precise reference trajectory computed from postprocessed carrier phase data.

The data recorded shows excellent performance for approach guidance that is no different than the more expensive GPS landing system GLS and provides guidance in accordance with the localizer performance with vertical guidance standards.

Our low cost precision approach system can provide precision approach like guidance to appropriately equipped transport aircraft. Kerkyra airport is extremely limited in availability of usable surface area, such that conventional precision landing aids cannot be placed on airport property. The system provides the GBAS approach service type A, a category defined in Annex 10 to the convention of Chicago. This category has not seen any operational use until now but offers an opportunity to provide precision approaches based on GLS where guidance down to a certain altitude will be sufficient.

## Introduction

The Ground based augmentation Landing System (GLS) is a locally installed differential GPS providing precision approach guidance for aircraft ([Felix et al., 2013](#)). It is intended to replace the Instrument Landing System ILS which has been in service for since 1939 ([Sanders & Fritch, 1973](#)) and which was officially adopted by ICAO in 1948 ([Vickers et al., 1997](#)). Typically, a Ground Based Augmentation System (GBAS) installation consists of four GPS reference antennas connected to a central processing unit with a Very High Frequency (VHF) data broadcast unit ([EUROCAE, 2013](#)). It provides corrections to the GPS signals received by a user, as well as integrity, approach direction and glide path information. In comparison to ILS, GBAS offers a set of advantages, like smaller critical areas or a higher flexibility for the installation site, however for a complete GBAS installation all costs could be as high as for ILS.

A more cost-effective solution to provide the same guidance, but at a lower service level called Approach Procedure with Vertical guidance (APV), is the converter system named GLS approaches using SBAS ([Dauermann et al., 2020](#)). Basically it is a transponder for a wide area differential GPS combined with final approach segment data blocks from the national aeronautical information publications.

Both GLS and GLASS provide identical information to the approaching aircraft. But while the GLS is already standardized and certified at an international level, the GLASS is a new technology that still needs to prove its operational suitability.

Kerkyra International Airport (International Air Travel Association identifier CFU) is a good example for an airport that has to deal with tight area constraints. It is located on hilly [Corfu island](#) in the Mediterranean Sea, built partially on heaped up land into the ocean (Figure fig. 2.1). There is very little open land area on the airport property so that classical radio navigation aids cannot be installed. An approach employing stand-alone area navigation supported by GPS is already in place, but a GLS could not be installed on the airport property due to the space requirements of a GBAS. The GLASS technology, however does not occupy a lot of space apart from a VHF transmitter antenna and a GPS receiver antenna.

Hence, in collaboration with Kerkyra Airport, operated by Fraport Greece, we installed a GLASS transponder at the airport, obtained an experimental frequency permission from the Hellenic civil aviation authority. Then, on 1 December 2020, we flew DLR's Advanced Technology Research Aircraft to Corfu, Greece in order to validate the installation of the GLASS transponder for GLS approaches.

## Experimental Setup

The Advanced Technology Research Aircraft is an Airbus A320 equipped with the current Thales FMS2 and a basic flight test instrumentation. It provides ARINC 429 ([ARINC429-20, 2001](#)) data acquisition from the aircraft's basic avionics, as well as additional sensors such as precise high quality GNSS receivers, data storage and real time visualization of this data to the flight test engineer. It consists of 6 CRONOS data acquisition units by IMC (<http://www.imc-berlin.com/applications/aerospace/>), three controlling computers and 7 display screens for two engineer workstations. From the flight test instrumentation, a custom data stream can be provided to further experimental stations if needed. All data is recorded at a rate of 20Hz.

Additional experimental equipment in the cabin includes a Collins GLU925 Multi Mode Receiver (MMR) connected to the output of an experimental ANTCOM 3GNSSA-XT-1 multiband GNSS antenna and ,via a high frequency splitter, to the localizer antenna in the nose cone of the aircraft. The GLU925 is tuned to a specific GLS channel via a custom interface software utilizing the ARINC 429 input bus. When correctly tuned and in range of the transmitter, it continuously receives data messages from the ground at 2Hz. Applying correction and integrity data, the GLU925 computes its position together with lateral and vertical protection levels (LPL, VPL) according to (RTCA, 2017) . Those limits bound the position uncertainty at the 99.99998% uncertainty level and are continuously compared to the respective alert limit (LAL, VAL). The alert limits constitute the maximum allowed values for the protection levels . They scale down from their maximum value at the beginning of the approach to the final approach segment (FAS) vertical alert limit of 25.4 m and lateral alert limit of 40 m. When the aircraft is in the Precision Approach Region (PAR) it outputs lateral and vertical angular deviations to the reference approach path provided by the final approach segment data block. The aircraft can then be steered along this reference path by the pilot.

On the airport premises, we installed an SBAS to GLS converter unit as described by (Dautermann et al., 2020) and a Telerad EM9009 VDB Transmitter connected to a Kathrein K552131 broadband omnidirectional antenna as shown in Figure 2.1. This combination broadcasts GLS corrections according to (RTCA, 2004 and EU-ROCAE, 2013) as well as a final approach segment data block for runway 34 designed by the [SHERPA project of the 7th EU framework programme](#). The only change applied to the data block was switching the approach performance designator to zero (indicating an APV) and adjusting the aforementioned vertical alert limit to be compliant with the work described by Dautermann et al. (2020). The data is shown in Table 4.

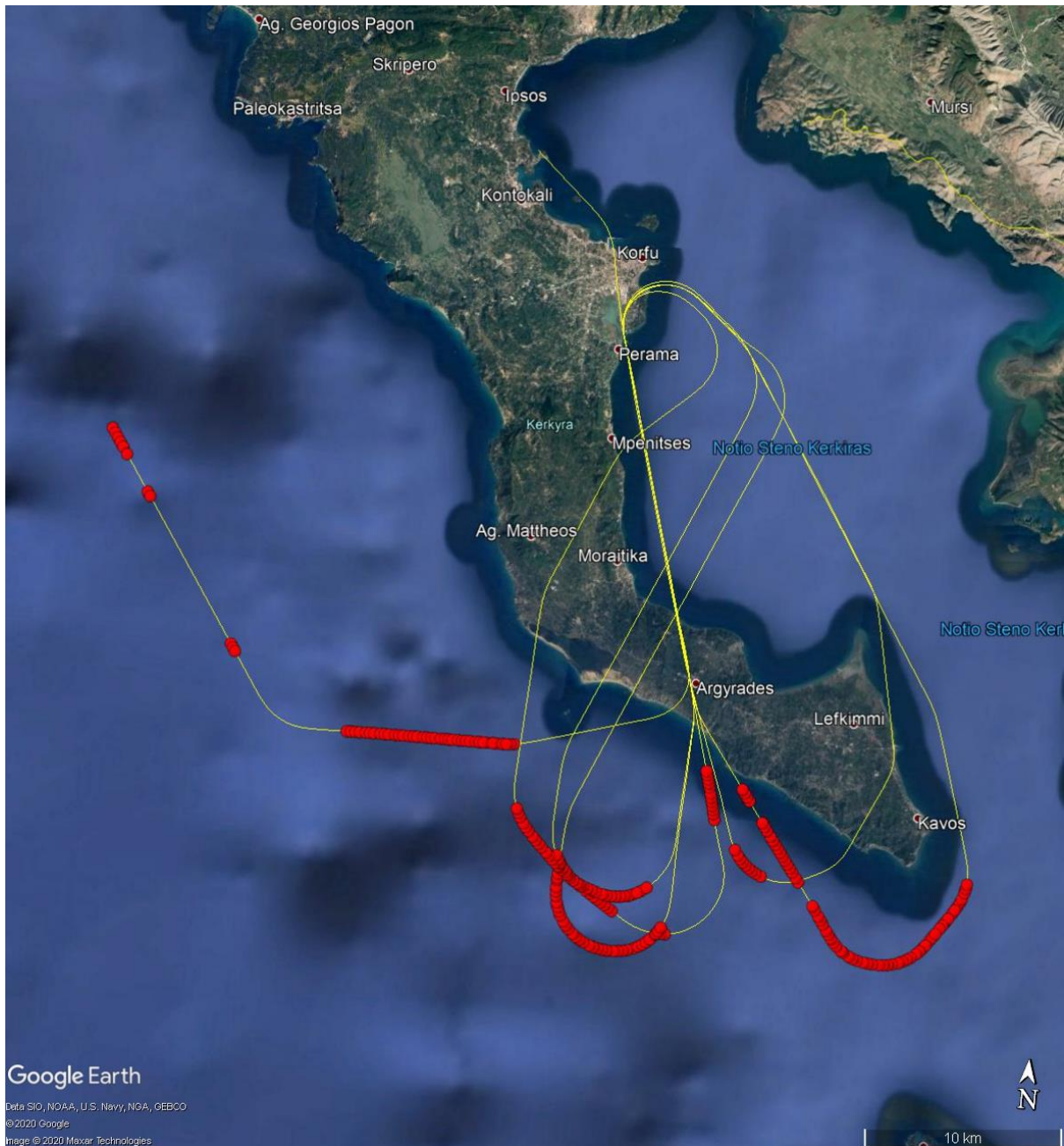


**Figure 2.1:**

**Kerkira Airport and GLASS installation location. The Kathrein VDB antenna is visible on the ridge of the yellow building in the northwest of the airport.**

## **Flight Test Sequence & Data Recording**

On 1<sup>st</sup> December 2020 we flew the flight test aircraft to CFU, initially approaching eastbound from the Italian airspace to the west. Thereafter, for easier coordination with air traffic control, we followed the published approach and missed approach procedures of the Area Navigation (RNAV) approach to runway 34 and at times radar vectors given by the air traffic controller. We flew a total of 6 approaches to the decision altitude of 770 feet above mean sea level, five followed by a missed approach and the final one followed by a departure procedure back to the north. The track over ground is indicated by the yellow line in Figure 3.1



**Figure 3.1:**

**Ground track of the validation flights. Red dots show places where no VDB messages were received.**

The GLU925 outputs ARINC429 label called DGPS Status as part of the digital output data on the MMR data-link bus ([Rockwell Collins, 2004](#)). This label contains several bits indicating the internal checks of the GPS landing unit. The most interesting are bit 16 “Differential Correction Latency” (0=normal, 1 = correction data old), bit 17 “At Least One IODE/CRC Mismatch” (0=match, 1=IODE/CRC does not match), bit 18 “LPL Currently Exceeds Alert Limit (0=false, 1=true),” bit 19 “VPL Currently Exceeds Alert Limit” (0=false, 1=true), bit 26 “Outside Precision Approach Region (PAR)” (0=in region, 1=not in region) and bit 27 “(Outside Vertical Guidance Availability Region)” (0=in region, 1=not in region) and are reported here.

Bit 17 is the result of comparison between the Issue of Data Ephemeris (IODE) value received from the GPS satellite ([NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, 2014](#)) and the one belonging to the associated correction. This is additionally compared to the correctness of the cyclic redundancy check contained in the messages received from the ground station using an exclusive or (XOR).

Furthermore, we collected position and altitude data from the flight test instrumentation as well as protection level data contained in the ARINC429 labels 146 and 156.

## Limitations

The experiment was conducted under the following boundary conditions:

The deviation information from the GLASS were shown to the pilot on an experimental display located in the electronic flight bag clipboard, but the airplane was controlled by reference to the trajectory for the published RNAV34 approach procedure generated by the flight management system.

The correction data mentioned in Section 2 cannot be older than 7.5 s, otherwise they are considered invalid ([RTCA, 2017](#)), section 2.3.8.1.3.1) and approach guidance is lost

The approach procedure is 5 degrees offset from the runway track and therefore a non-precision approach. It cannot be used for automatic landings.

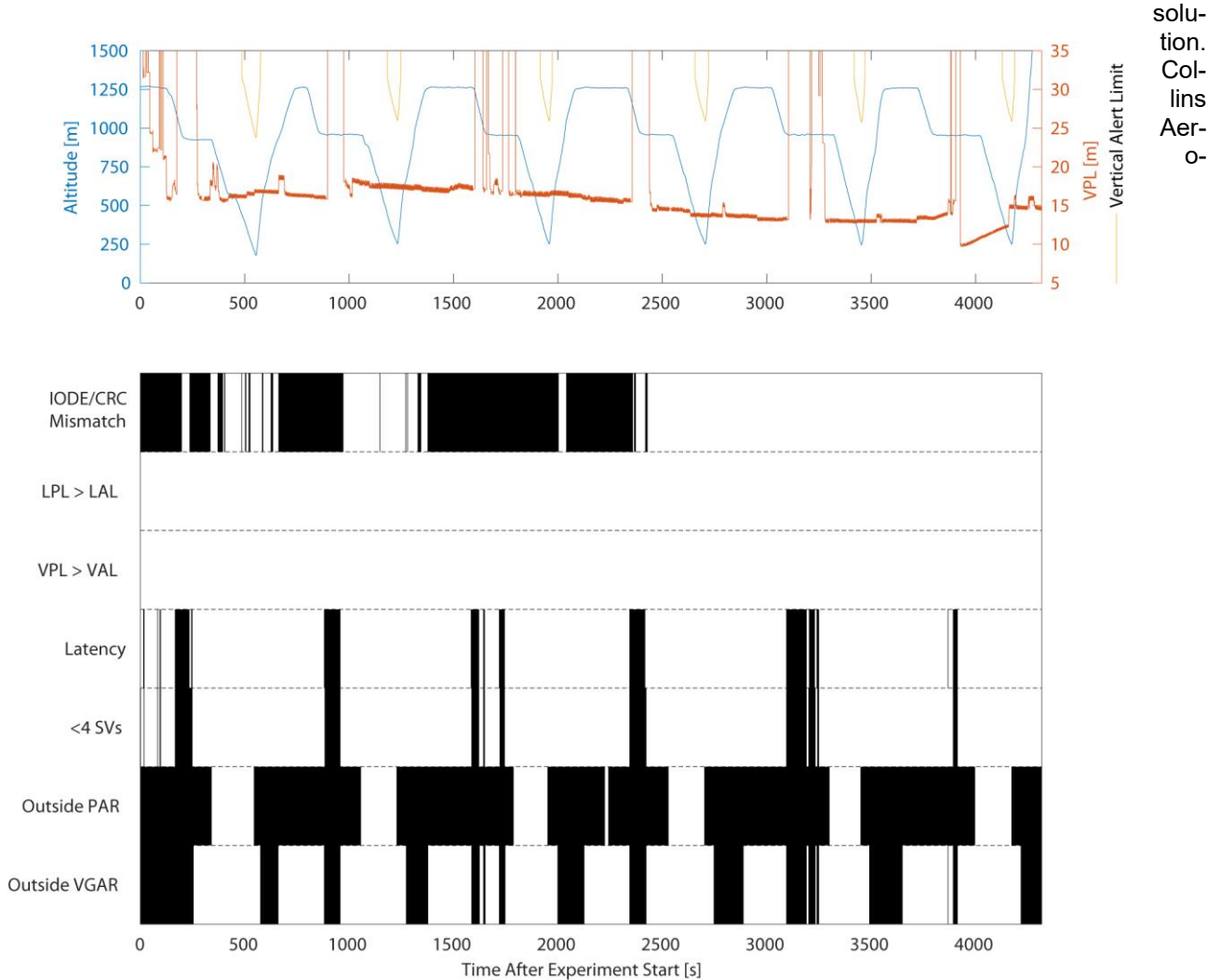
## Results

Figure 4.1 shows the data recorded during the six approaches. The top panel depicts aircraft altitude (blue), vertical protection level (red) and vertical alert limit (yellow). Since the vertical component is always controlling ([Dautermann et al., 2012](#)), the lateral one is omitted in this plot. The bottom panel shows the selected status bits as described earlier. Here a “1” is indicated in black.

While the aircraft was lining up for the approach at altitudes between 4000ft and 3000ft MSL and flying south of the mountainous area we lost the reception of the VDB signal. The location of the signal loss is indicated by the red dots in Figure 3.1. Additionally, the GLU925 indicated “correction data old” in the differential correction latency bit. At the same time, VPL and LPL are set to their default values of maximum deflection and checking of their values against the alert limits is disabled. In Figure 4.1 we can see that these events occurred always

outside the precision approach region, which is the area of final approach defined in (RTCA, 2017). The vertical guidance availability region (VGAR) bit, however was flagged as “outside” when the differential correction latency was too high. The VGAR is not a requirement derived by the standards but rather a specific feature of the Collins GLU925. When the aircraft cleared the signal blockage of the hills, guidance was immediately restored and protection levels were output again by the GLU925. Otherwise, vertical protection level behavior was as expected at a level of 15meters and always below the alert limit.

We also encountered what appears to be a bug in the GLU925 firmware. The bit “IODE/CRC” mismatch was active during the first half of the flight experiment. It was not caused by any fault in the systems but rather by two GPS ephemerides simultaneously having identical integer values for IODE. This behavior repeated itself on the next day during an additional test that we ran for confirmation. While this bug does not influence the ad hoc availability (only one satellite is removed from the navigation solution) it degrades the quality of the position



space was informed about this software glitch.

**Figure 4.1: Data recorded by the GLU925 during the approaches. (top) Altitude, protection levels and alert limits. (bottom) Status bits of the DGPS Status label. The bits indicating a too high latency correspond to the VDB outages in fig. 3.1**

The data collected during the flight trial is in line with the results reported, for example by Jochems et. al (2022), who report both SBAS and GLS protection levels. For additional comparison, the supplemental Material to Gonzaga-Lopez et al. (2020) shows an official flight validation report for a pure SBAS final approach segment. Here, the SBAS protection level sawtooth pattern that is distinctly visible in Figure 4.1, can also be identified.

## Conclusion

Flight testing revealed that the hilly terrain to the south of Kerkira airport blocks signal reception of the GLS VDB broadcast. However, the approach service provided by the GLS is only required to be available inside the final approach segment starting at the final approach fix, typically 2000ft above and 6.3 nautical miles from the threshold along the final approach track. From this point to the threshold, GLS service is available with the current GLASS station. From the initial approach fix to the final approach fix, navigation is accomplished using standard area navigation equipment. Alternatively, the approach design could be altered such that the intermediate and initial approach are either at a higher altitude or such that the approach would begin east of the airport rather than west. The system cannot be placed on top of the hills to the south since the aircraft fuselage will likely block VHF signals during final approach. Otherwise, the GLASS system performed as expected and provided continuous and precise guidance during the final approach segment. It is ideally suited for airports such as Kerkira, where the surface area and available budget are limited.

The approach procedure itself could be published by a national authority either as a GLS approach procedure or as a non-precision approach procedure indicating the GLS channel number as additional information. Here, the main effort should be on the ease of introduction. This means that a pilot or controller already familiar with GLS procedures should not require additional training to work with the GLASS system. A future study will involve pilots to determine which kind of presentation and flight management system coding is necessary to optimally utilize this approach service type. Furthermore, certification efforts based on the Australian Ground Based Regional Augmentation System GRAS are ongoing at national and international level.

## References

- ARINC429-20. (2001). *Mark 33 digital information transfer system (dits) part 1: Functional description, electrical interface, label assignments and word formats*. AERONAUTICAL RADIO, INC.
- Dautermann, T., Felux, M., & Grosch, A. (2012). Approach service type D evaluation of the DLR GBAS testbed. *GPS Solutions*, 16(3), 375–387. <https://doi.org/10.1007/s10291-011-0239-3>
- Dautermann, T., Ludwig, T., Geister, R., & Ehmke, L. (2020). Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter. *GPS Solutions*, 37. <https://doi.org/10.1007/s10291-019-0947-7>
- EUROCAE. (2013). *Minimum operational performance specification for global navigation satellite ground based augmentation system ground equipment to support category i operations* (No. 114A). European Organisation for Civil Aviation Equipment EUROCAE.
- Felux, M., Dautermann, T., & Becker, H. (2013). GBAS landing system: precision approach guidance after ILS. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 85(5), 382–388. <https://doi.org/10.1108/AEAT-07-2012-0115>
- Carlos Gonzaga-López, Florian Michael Buchmann, Thomas Dautermann, and Thomas Ludwig, *Implementing Precision Approaches Supported by Satellite-Based Augmentation Systems in the Austrian Alps*, [Journal of Air Transportation 2020 28:3, 70-81](https://doi.org/10.2478/jat.2020.0003)
- Jochems, Sophie, Felux, Michael, Schnüriger, Philipp, Jäger, Michael, Sarperi, Luciano, "GBAS use Cases Beyond What was Envisioned – Drone Navigation," Proceedings of the 2022 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, Long Beach, California, January 2022, pp. 310-320. <https://doi.org/10.33012/2022.18213>
- NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, Pub. L. No. IS-GPS-200 RevisionH (2014).
- Rockwell Collins, I. (2004). *Interface control document for the global landing unit glu-9XX with ils, gnss, gls, fls, ils/fls functions cpn 832-3516-005 rev-005*.
- RTCA. (2004). *Minimum aviation system performance standards for local area augmentation system (LAAS)* (No. DO245A). Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA.
- RTCA. (2017). *Minimum operational performance standards for GPS local area augmentation system airborne equipment* (No. DO253C). Radio Technical Commission for Aeronautics RTCA.
- Sanders, L., & Fritch, V. (1973). Instrument landing systems. *IEEE Transactions on Communications*, 21(5), 435–454. <https://doi.org/10.1109/TCOM.1973.1091710>

Vickers, D. B., McFarland, R. H., Waters, W. M., & Kayton, M. (1997). Landing systems. In *Avionics navigation systems* (pp. 597–641). John Wiley & Sons, Ltd.  
<https://doi.org/https://doi.org/10.1002/9780470172704.ch13>

Operation Type	0
SBAS Provider	1 (EGNOS)
Airport Identifier	LGKR
Runway	34
Runway Letter	0 (None)
Approach Performance Designator	0
Route Indicator	
Reference Path Data Selector	0
Reference Path Identifier	S34A
LTP/FTP Latitude	393530.9275N
LTP/FTP Longitude	0195450.0400E
LTP/FTP Ellipsoidal Height (metres)	32.8
FPAP Latitude	393642.9925N
Delta FPAP Latitude (seconds)	72.0650
FPAP Longitude	0195422.9185E
Delta FPAP Longitude (seconds)	-27.1215
Threshold Crossing Height	15.0
TCH Units Selector	1 (meters)
Glidepath Angle (degrees)	3.00
Course Width (metres)	105.00
Length Offset (metres)	0
HAL (metres)	40.0
VAL (metres)	25.4
ICAO Code	LG
LTP/FTP Orthometric Height (metres)	1.6

**Table 4 Final approach segment data used for the GLS approach procedure.**

## **7.6. Design and Testing of RNP AR to SBAS LPV Approaches into Salzburg Airport**

### **Abstract**

The approach to landing on runway 33 of Salzburg Airport, Austria is severely impacted by mountainous terrain on the extended runway centerline. This renders all straight-in approaches but those based on Required Navigation Performance (RNP) Authorization Required (AR) impossible. Only the high navigation accuracy available under RNP AR minimizes the required obstacle protection areas sufficiently to be not penetrated by terrain. The combination of RNP AR and Localizer Performance with Vertical guidance (LPV), makes it furthermore possible to use a more precise angular guidance for the final approach. In Salzburg, this enables a reduction of the decision height from 368 ft to 218 ft above aerodrome level as critical terrain and obstacles now fall outside of the

protection areas. A Level D full flight simulator test with an Airbus A350 showed that advanced RNP 0.1 coding is sufficient to achieve RNP 0.1 performance under all permitted environmental conditions.

## Introduction

REQUIRED Navigation Performance (RNP) Authorization Required (AR) approaches are currently the only approach procedure to provide high navigation accuracy and the ability to use curved legs across all approach segments [1]. Compared to conventional approaches, this allows significantly smaller obstacle protection areas, constructed around the nominal approach path to ensure the required obstacle clearance, and renders the procedure design more flexible. As a result, three-dimensional instrument approaches can also be offered at airfields where they were previously prevented by tight spatial constraints such as terrain, obstacles or airspace close to the airfield [1]. RNP AR approaches are categorized by International Civil Aviation Organization (ICAO) as approaches with vertical guidance (APVs) together with approaches based on the RNP APCH specification. Both RNP AR and RNP APCH originate from the

performance-based navigation (PBN) concept [2]. The main difference between both lies in the higher performance requirements associated with RNP AR that require the aircraft operator to show evidence of the necessary aircraft capability and sufficient crew training before obtaining authorization from the State regulatory authority to conduct such procedures. In return, greater flexibility in procedure design can be achieved due to improved navigation accuracy, integrity, and additional functionalities. For instance, RNP AR allows curved legs in the final approach and enables lateral accuracies of 0.1 NM (95 percent total system error, TSE) in all approach segments, while RNP APCH only allows 0.3 NM in the final and 1 NM in the remaining approach segments. As a result, the RNP AR obstacle protection areas are significantly smaller [3].

The RNP APCH specification includes different performance requirements for the final approach segment (FAS) depending on the guidance used. While Lateral Navigation/ Vertical Navigation (LNAV/VNAV) is based on rectilinear guidance, Localizer Performance with Vertical guidance (LPV) uses angular deviations from a center line and a glide path [2, pp. II-C-5-1ff.]. LPV approaches require the use of GNSS augmented by a space-based augmentation system (SBAS) for navigation during the final approach. They can also be flown as a Category (CAT) I precision approach (PA) with a minimum decision height (DH) of 200 ft above the landing threshold at which the pilots must decide whether to continue the approach or initiate a go-around. In contrast to LNAV/VNAV and RNP AR approaches, LPV does not require the aircraft to fly within a linear corridor but a cone that becomes narrower towards the runway so that the required navigation performance increases towards the runway as well. That is because guidance under LPV is based on SBAS and, thus, referenced to the ground while LNAV/VNAV and RNP AR use, for instance, the less accurate and varying barometric altitude for vertical navigation [2, 4].

Eventually, the navigation performance influences the obstacle assessment that determines the obstacle clearance height (OCH), i.e. the height down to which obstacle clearance can be provided during the final and the missed approach. The OCH, in turn, sets the lower threshold for the minimum DH [5, p. I-4-5-13]. That may give LPV approaches an advantage over RNP AR because the DH can - based on the improved vertical navigation accuracy - potentially be lowered, especially considering that the minimum DH for APVs is 250 ft rather than 200 ft [4]. However, this requires the obstacle assessment surfaces (OASs) used to determine the OCH (final and missed approach segments) and protection areas (remaining segments) to remain so small that no obstacles causing a higher DH are detected. At airports with tight spatial constraints, exactly that becomes a problem since only RNP AR allows sufficiently small areas.

Our goal is therefore to combine RNP AR approaches with LPV to compensate for the disadvantages of RNP AR within the final approach, realizing lower decision heights by means of LPV, without having to forego the higher RNP AR performance especially outside of the final approach segment. This could enable many airfields with existing RNP AR approaches to become available in even poorer visibility conditions, i.e. with even lower ceilings, than currently possible, thus becoming more independent of weather. Even though the number of large transport aircraft capable of flying LPV approaches is still very limited (e.g., some Airbus A220, Embraer 175/195, A350), it is expected to increase significantly in the near future [6]. That is supported by the continuously increasing number of published

LPV approaches and the large number of planned procedures [7]. The Federal Aviation Administration of the United States of America already reported on advanced RNP procedures terminating in an LPV final approach segment at Friedman Memorial Airport [8]. Here, the intermediate approach was coded with an RNP value of 0.3 and the final approach was designed using APV criteria. The procedure was designed for a specific airline and not much information is publicly available. Through the combination of LPV with RNP AR, we expect to create a promising approach procedure that combines the best of both worlds - the accuracy of CAT I precision approaches with the flexibility of RNP AR approaches - thus narrowing the remaining gap between PAs and APVs further.

This paper investigates this combination for Salzburg Airport in Austria. It has a single runway (RWY) 15/33 and is located southwest of the city directly on the northern edge of the Alps. While the approach to RWY 15, which is equipped with ILS, leads over the relatively flat foothills of the Alps, the extension of RWY 33 crosses steeply rising terrain south of the aerodrome. The terrain is, above all, characterized by the 1973 m high Untersberg, whose massif lies just over 3 NM away from the runway threshold (THR) and intersects the runway extended center line. There are currently 2 RNP AR approaches published for RWY 33 whereby only variant Z allows an approach coming from the south, flying through the mountains. As shown in Fig. 1, the approach follows the Salzach valley and leads onto the final approach course in a double bend that consists of several curved legs. These legs lead eastward past the Untersberg massif and end in the last part of the final approach, which is a 1.5 NM long, straight segment. The DH is at least 369 ft above threshold level [9, pp. LOWS AD2-1ff.]. In this paper, the existing final approach is replaced with a straight LPV segment that shall be incorporated in such way that changes to the existing approach layout are kept to a minimum. The approach shall then be coded for a navigation database that is used for a simulator assessment of the approach procedure with an Airbus A350.

So far, the combination of RNP AR and LPV is neither practiced nor foreseen by ICAO procedure design documents, therefore, comprehensible procedure design rules must first be established. The design rules for RNP AR APCH are described in ICAO document 9905: Required Navigation Performance Authorization Required Procedure Design Manual [3], while the rules for RNP APCH (including LPV) are described in ICAO Document 8168, Volume II: Procedures for Air Navigation Services Aircraft Operations (PANS-OPS), Construction of Visual and Instrument Flight Procedures [5]. Detailed system and training requirements for both specifications, as well as implementation guidance, can be found in the PBN Manual (ICAO document 9613) [2].

## **Procedure Construction**

For practical reasons, the proposed approach has been developed for aircraft of speed category D or lower, i.e., the indicated air speed (IAS) at threshold must not exceed 165 kt [3, p. 3-1]. Specific minima lines for the other aircraft categories can be calculated through the same design process and only certain aircraft parameters such as maximum speeds, aircraft dimensions and height loss need to be adjusted.

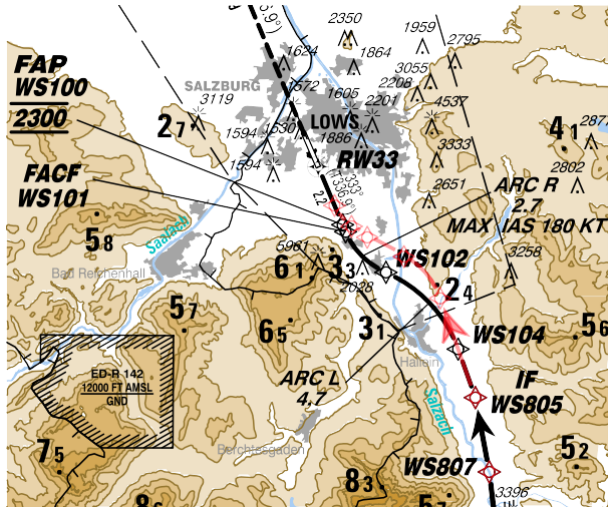


Fig. 1 Extract from the approach chart made for our designed approach with the existing RNP Z RWY 33 (AR) approach being printed in red.

For both RNP AR and RNP APCH, the required lateral accuracy is expressed as RNP X, where X is the Total System Error (TSE) in NM that must be achieved at least 95 percent of the flight time. RNP AR allows values from RNP 1 to as low as RNP 0.1 in all approach segments [3]. Instrument approaches are protected against obstacles down to the OCH by two kinds of protection areas called primary and secondary areas. RNP AR only uses primary areas, which have a semi-width equal to 2x accuracy value of the respective approach segment, i.e., between 0.2 NM and 2 NM. For the obstacle assessment of LPV approaches, the FAS and the initial and intermediate phases of the missed approach are considered as one segment, which is referred to as the LPV segment [5, p. III-3-5-1]. Since Salzburg lies in the CAT 1 service area of the European GNSS Overlay System (EGNOS) [10], the final approach has been developed to the standards of this service, i.e. as a CAT I segment.

### ***Initial placement of the Final Approach Point (FAP) and the Final Approach Course Fix (FACF)***

An SBAS CAT 1 segment is protected against obstacles and terrain by a set of OAS consisting of a total of six sloping surfaces W, X, Y and Z as shown in Fig. 2. Each surface's geometry is described by the algebraic equation

$z = Ax + By + C$  (with A, B and C being surface-specific constants) as explained in Ref. [5] or by a subset of the end points C, D, E at threshold height as well as C", D" and E", each 300 m above threshold height. Both the constants and the end points must be obtained through the PANS-OPS OAS software based on a chosen approach and aircraft geometry [5, pp. III-3-5-3ff.]. While the intersection points and equations governing the slopes of the surfaces are the same for CAT I approaches based on ILS and those based on SBAS, the lateral extension of the OAS system and the end of the precision segment is different for SBAS CAT I approaches. This difference has a direct impact on the obstacle

assessment and is explained later in section II.C. The approach geometry is defined by the glide path angle (GPA), the reference datum height (RDH), the GNSS azimuth reference point (GARP)-landing threshold point (LTP) distance and the course width at threshold [11]. The last two parameters define the funnel describing the lateral FAS geometry, with the apex sitting at the GARP and the course width corresponding to the funnel width at the threshold (given by the LTP). The latter has been chosen to be 210 m by default [5, p. II-1-1-13], with the position of the GARP 305 m behind the stop-end-of-runway (GARP-LTP distance = 2815 m) [9, pp. LOWS AD 2-13ff.]. The RDH corresponds to the glide path height above the LTP and is chosen to be 50 ft or 15 m, analogous to the existing RNP AR approach, leaving the GPA as

the only variable. [5, pp. III-2-6-1ff.] The GPA has been set to 3.5° as the highest possible standard value because

higher GPAs cause the OAS system to be more compact and narrower, which is desirable in view of the terrain situation. On the other hand, we can avoid any restrictions necessary for approaches with greater, i.e. non-standard, GPA [5,

pp. III-3-5-6f.]. As shown in Fig. 2, the resulting ILS CAT I surfaces do not intersect the terrain of the Untersberg massif but extend just past it.

To place the final approach point (FAP), i.e., the point where the final approach begins, within the OAS system, the basic idea is to extend the final approach slightly compared to the existing RNP AR approach as [5, p. I-4-5-1] requires a minimum FAS length of 3 NM for RNP APCH with LPV. The FAP shall be reached via a double bend departing from the existing leg from WS805 to WS804 (hereafter called WS804 leg), meaning that with a longer final approach the WS804 leg will have to be shortened. The double bend shall consist of curved segments in the form of Radius to Fix (RF) legs [2, p. II-C-App 1-1].

Since November 4, 2021, [5] grants the possibility of combining LPV with RF legs to the final approach course under RNP APCH. In this case, the RF legs must not end at the FAP but at an upstream waypoint, the Final Approach Course Fix (FACF). The FACF must have a minimum distance to the FAP to ensure that the LPV glide path is never intercepted from above: In this case, an autopilot might not follow the profile and the approach would have to be aborted [5,

pp. III-3-5-2f.]. The threat results from the change from barometric to ellipsoidal altitude, whose difference grows with larger temperature deviations from the international standard atmosphere (ISA) due to the temperature-related pressure altimeter error [12].

By default, the FACF is to be placed 1 NM ahead of the FAP at the same altitude [5, p. III-3-6-30]. However, due to its location on the final approach course, that would shift proposed approach critically towards the terrain by the resulting extension to the south (see Figures 1 and 3). For this reason, the length L of the FACF - FAP segment has been minimized following the procedure described in Appendix D of Ref. [5], where the vertical displacement due to errors resulting from using barometric altitude can be approximated for a given approach geometry and ISA temperature deviation. The error at the FACF must then be less than or equal to the difference between the theoretical LPV glide path altitude at the FACF and the true FACF altitude so that the glide path is not intersected from above. As the difference depends on L, L can be lowered until the difference is exactly equal to the calculated altitude error.

To define the approach geometry, we choose the vertical path angle (VPA) of the FACF - FAP segment to be 0° and the FAP to be located at 2300 ft MSL, 889 ft above and 2.2478 NM away from the threshold. The maximum temperature deviation is assumed to be 25° C above ISA (ISA+25), approximately 37.2° C at aerodrome elevation. The value lies in the upper range of local heat records measured in recent decades and should only be exceeded in very few cases in the future [13]. That way, L can be reduced to 500.04 m (0.27 NM), which places the FACF 2.5178 NM away from the threshold. This assumes a root sum square of the vertical navigation errors equal to 30.8793 m as calculated with Eqs. 6

- 9 from [5, pp. II-1-1-App D-6f.]. This error would cause the aircraft to intercept the GS right upon reaching the FACF after the last turn without considering any flight technical error. For coding purposes, the FAP is named WS100 and the FACF is named WS101. Their lateral and vertical displacement from the threshold is also shown in Fig. 2.

Intermediate Approach: Construction of the double bend and integration with existing approach structure

Since the RF legs form part of the RNP AR-based intermediate approach, the procedure design rules from Ref. [3] are applied. For the first RF leg from the FACF, the radius is calculated, aiming for a small value to achieve a tight turn that guarantees sufficient distance to the Untersberg massif. This requires low (true) air and wind speeds, which for a constant indicated air speed (IAS) are achieved at low altitudes [3, p. 3-5]. The turn has been based on an IAS of 180 kt (maximum limitation allowed by Ref. [3]), ISA+25 conditions and a bank angle of 18°. The entry point altitude equals the altitude used for the radius calculation as it is the highest within the turn. Based on the maximum allowed intermediate approach VPA of 3.1°, an altitude of 3000 ft (TAS = 196.2714 kt) has been considered a good compromise since it results in a radius of  $r = 2.7202$  NM and a track change of about 44°. The track change is similar to the existing RNP AR approach and, as shown in Figures 1 and 3, causes the aircraft to sufficiently turn away from the rising terrain of the western flank of the Salzach valley. On the other hand, overshoot is prevented so that the required track change to the WS804 leg does not become too large. The entry point of the RF leg is called WS102 for coding purposes.

The construction of the second RF leg is done on a geometric basis as there is only one possible solution for an arc segment that is both tangent to the WS804 leg at a yet unknown entry point and to the first RF leg at WS102 [1]. The resulting RF leg has a radius of  $r = 4.6768$  NM and starts at the newly determined waypoint WS104, which is only 1.8347 NM away from the IF.

Figure 5 shows the now complete intermediate approach starting at the intermediate fix (IF) WS805. The remaining approach structure up to the start of the initial approach at the initial approach fix (IAF) remains laterally unchanged. To place WS104 vertically, the highest possible VPA has been applied to the RF leg that still results in a round (multiple of

100 ft) entry altitude to ensure the greatest obstacle clearance but does not exceed 3.1°. That way, the VPAs of the

subsequent segments are also adjusted (for initial approach segments we use the maximum allowed initial approach

VPA of 4.7°) until a fix is again placed at the minimum altitude suggested by the existing RNP AR approach, which is not the case until WS808. However, as those altitudes are minimum altitudes and also coded as such (expressed as e.g.

'A6200+' for 6200 ft), the fixes may also be overflown at higher altitudes. The altitude constraints for the FACF and the FAP must be 'at' constraints (expressed as e.g. 'A2300' for 2300 ft) so that the fixes are overflown at exactly their given height [14, pp. III-5-1-5f.].

In addition to the initial approach, the missed approach from the existing RNP AR approach has also been adopted. Fig. 1 illustrates the resulting approach layout with regard to the changes made to the existing RNP AR approach.

## ***Obstacle assessment and OCH determination***

Due to the proximity of the terrain in the intermediate and the final approach, the narrowest possible protection areas are required there. Consequently an RNP 0.3 has been chosen for the less critical initial approach and RNP 0.1 for the intermediate approach, resulting in RNP AR protection areas of 0.6 NM and 0.2 NM semi-width, respectively, which are shown in Fig. 3. The minimum obstacle clearance (MOC), which is provided across the primary areas in the vertical direction in full, equals 300 m for the initial and 150 m for the intermediate approach but must be doubled in "mountainous terrain" according to Ref. [3]. Even though the criterion to establish mountainous areas in Austria deviates from the one promulgated in ICAO guidance material as of today, we decide to double the MOC for all segments except for the final and for the last RF leg of the intermediate leading to the FACF. During the RF turn to the final approach course the aircraft will already be flying at very low heights due to the shorter final approach segment. At these heights no atmospheric phenomena are expected to degrade the performance of the barometric altimeter beyond the standard tolerances.

For the merging of the RF leg protection areas with the OAS system of the CAT I segment, the rules from 1.3.6.4 of Ref.

[5] have been applying for standard RNP approaches since November 4, 2021, onwards [5, p. III-3-5-3]. We apply those rules also to our approach with the result being illustrated in Fig. 3. In our case, the rules dictate that on the inside of the turn, the extension of the D-D" line must become the boundary of the primary area from the point of intersection, with the intermediate approach MOC of 150 m having to be applied between the extended D-D" line and the D"-C" line (see Fig. 3).

For the outside of the RF leg, the primary area boundary must be extended in a 15-degree splay relative to the final approach course until it intersects the extended D-D" line (see Fig. 3). Outside the D"-C" line, the intermediate approach MOC must be applied. In our case, though, the very short FAS and the small RF leg protection areas cause the 15-degree splay to intersect the D-D"-line before it is actually extended, whereby the splay also cuts through parts of the Y surface. Since parts of the OAS system would have been cut off without achieving any benefits in terms of obstacle clearance if the rules are strictly applied, we refrain from doing so. However, it could well be argued that the high accuracy with which the aircraft arrives at the FACF (i.e. within the RNP 0.1 corridor marked in green in Fig. 3) makes

it unlikely for the aircraft to immediately drift toward the outside of the turn when switching to LPV guidance since it would already be more or less located on the final approach course. Consequently, the 15° splay could be applied, covering any remaining drift risk, and the OAS system curtailed. Up to the FAP, there are no obstacles penetrating the partially extended OAS system.

At this point, the ILS CAT I OAS system is converted into a suitable SBAS CAT I OAS system. As depicted in Fig. 2, standard SBAS CAT I OAS systems have the Y and the Z surface curtailed to a constant semi-width of 0.95 NM [5,

pp. III-3-5-4f.]. Moreover, if the X surface has a semi-width of less than 0.95 NM at the FAP, an intermediate approach protection area semi-width of 0.95 NM (including the intermediate approach MOC) must be applied between the FAP and the point where the OAS system reaches the same semi-width, i.e. the system is first curtailed and then artificially widened towards the FAP [5, p. III-3-5-3]. That requirement is related to RNP approaches having an underlying performance of RNP 0.3 for the final approach, which corresponds to an RNP APCH protection area semi-width of

0.95 NM using the RNP APCH buffer value of 0.5 NM for the FAS [5, p. III-1-2-7]. Although angular performance requirements apply for LPV, the RNP value of 0.3 is still coded for the final approach. When a missed approach is initiated - which is the reason for the changes to the ILS CAT I OAS system given by Ref. [5] - the FMS remains in NPA mode, which is assumed to lead to the performance being based on the coded RNP value (0.3). At the earliest turning point of the procedure, the system reverts to RNP 1 with the CAT I segment ending there at the latest [5, pp. III-3-3-2, III-3-5-7ff.].

For our approach, implementing the changes would result in the OAS system being stretched to 0.95 NM semi-width at the FAP due to the short FAS, getting very close to the terrain. This is resolved by aiming for a higher performance in the final and the missed approach by coding lower RNP values for them. Since the approach per se is already an RNP AR approach with RNP 0.1 required for the intermediate approach, the aircraft must also have the corresponding RNP AR capability and be certified accordingly. Consequently, RNP 0.1 is required for the final and missed approach segments, too. Following the logic outlined for a standard SBAS CAT I OAS system, the higher underlying performance should allow to limit the Y and the Z surface to the corresponding RNP AR protection area semi-width of 0.2 NM, while the X surface would have to have a semi-width of at least 0.2 NM at the FAP (see Fig. 2). Strictly speaking, it should even be sufficient to code RNP 0.1 just for the final and not the missed approach since we need the higher performance only along the FAS and in the straight part of the missed approach (the last part of the missed approach is free of obstacles). RNP 0.1 performance is only guaranteed if the RNP 0.1 corridor is not left during LPV interception. Hence, it is also required that the transition to SBAS navigation is not made until the remaining distance to the FACF equals 0.5 NM or less as shown on the navigation display (ND) [5, p. III-3-5-2]. Including the along-track tolerance (ATT), that should prevent the aircraft from leaving the RNP 0.1 corridor under LPV guidance with sufficient probability.

The last step is the OCH determination based on the curtailed OAS system depicted in Fig. 3. In accordance with 5.4.5.9 of Ref. [5], the calculation method for ILS CAT I approaches following 1.4.8.8.2.1 of Ref. [5] has been implemented. The most relevant obstacle has been found to be a main apron light pole 976 m behind and just under 52 ft above the threshold, which results in an OCH of 218 ft. Compared to the existing RNP AR approach, that means a significant OCH

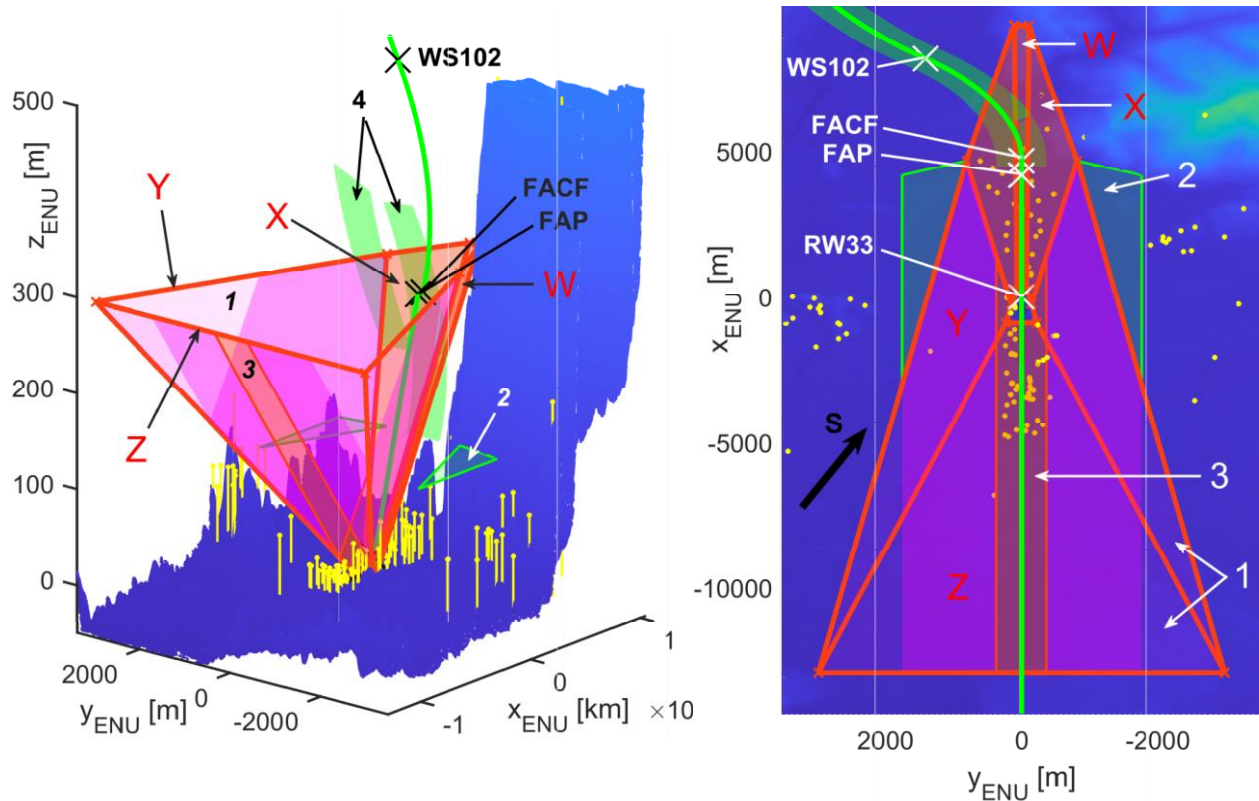
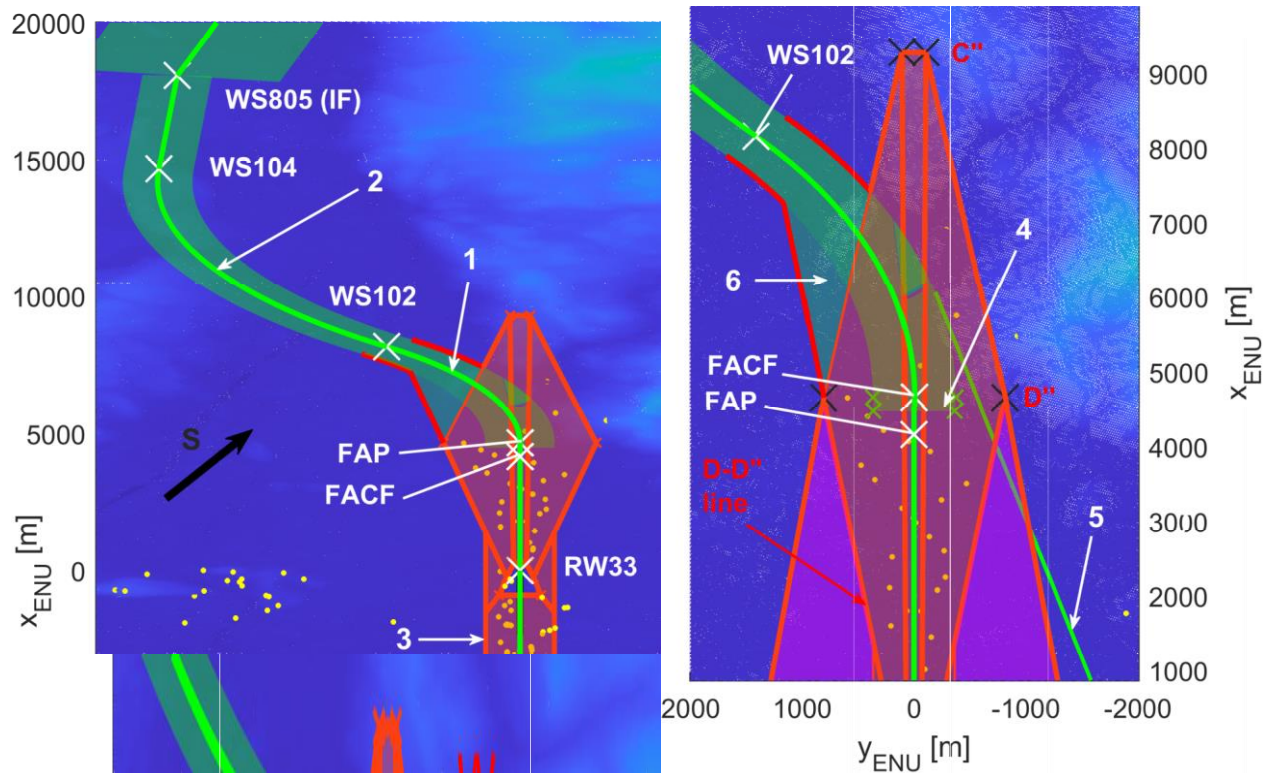


Fig. 2 3-D (left plot) and 2-D (right plot) representation of the different OAS systems (ILS CAT I, SBAS CAT I, our solution adapted to RNP 0.1).

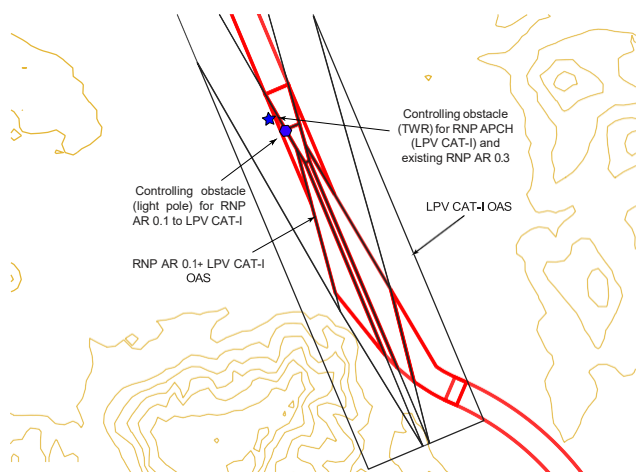
reduction (-151 ft), which is achieved primarily because the control tower (located approximately 0.27 NM adjacent to the runway and also controlling obstacle for the existing RNP AR 0.3 approach) now falls out of the Y surface due to RNP 0.1. But even if it was covered by the OAS, the OCH would still drop to 306 ft (-63 ft). Last but not least, it should be mentioned that the CAT I segment normally ends when the Z surface reaches a semi-width of 0.95 NM according to the OAS formula. For RNP 0.1 performance, this value should be changed to 0.2 NM. Any obstacles located within the then following straight missed approach are subject to a different criterion for ensuring obstacle clearance (see 5.5.2 of Ref. [5]). Since this is met for the OCH of 218 ft, we consider the obstacle assessment complete and the approach safe to fly. The final merging of the RNP AR protection areas with the curtailed OAS in relation to the surrounding terrain and controlling obstacles is shown in Fig. 4.

### Procedure Coding

The coding of approaches for the database of navigation systems must follow the ARINC 424 standard [15]. In addition, it may be influenced by (confidential) data quality requirements (DQRs) between the individual coding providers and FMS manufacturers, which further regulate the format in which the data to be coded must be sent. As of now, ARINC 424 does not provide for the combination of RNP AR with LPV. Under ARINC 424, each leg is described



**Fig. 3** 2-D view of the intermediate approach and the CAT I segment with their protection areas and obstacle assessment surfaces, respectively (left plot) as well as a detailed 2-D view of the area where the intermediate approach protection areas are merged with the OAS system (right plot).



**Fig. 4** Depiction of the controlling obstacles and the OAS for LPV CAT-I and RNP-AR 0.1 to LPV CAT-I, respectively

**Table 1 Simulator assessment scenarios**

Run	Wind [° / kt]	Temperature	End of Scenario	Remarks	Intended Wind (if different)
#1	NIL	ISA	Go-Around	Baseline	
#2	All levels: 055/35	ISA	Go-Around	TURB: 50%	3000 ft: 109/50, 1000 ft: 063/35
#3	3000 ft: 109/50 1000 ft: 109/50 Surface: 055/25	ISA-32	Touch-and-Go	TURB: 50%	1000 ft: 063/35
#4	All levels: 109/50	ISA+15	Go-Around	TURB: 50%	1000 ft: 243/35, Surface: 250/35
#5	All levels: 109/50	ISA+25	Approach only	TURB: 50%	1000 ft: 243/35, Surface: 250/35

by at least a primary record and, where necessary, one or more continuation records. The primary record contains, amongst others, the applicable RNP value but also two to three route qualifiers, with one of them having to assume the value F for RNP AR approaches. The procedure data continuation record for the final approach sequence contains, amongst others, the authorized levels of service. For RNP AR, that is the RNP value whereas for LPV approaches it is LPV [15]. Our applicable DQRs prevented the combination of RNP AR with LPV at this point because the RNP AR qualifier could not be combined with LPV as level of service. However, the qualifier is only used as a filter function by FMSs to filter out RNP AR approaches if the aircraft is not RNP AR certified.

Instead, the approaches have been coded as advanced RNP (A-RNP) with a path point record provided (also required for LPV) and LPV as the approved level of service. A-RNP approaches normally have a fixed RNP value of 0.3 for the final approach while the value can be varied between 1 and 0.3 for the remaining segments [2, p. II-A-1-2]. In our case, however, the applicable DQRs allowed the RNP values on the primary records to be selected lower than 0.3. Even though VPA values are not usually coded outside of the FAS, we also calculate and code the VPA between the altitude restrictions at the waypoints throughout the intermediate approach to avoid dive-and-drive maneuvers in managed mode to the extent possible.

## Simulator Assessment

After coding the procedure, it has been tested and validated on an aircraft platform. In this case, the simulator assessment fulfills three tasks. First, to validate that the selected coding results in the correct representation of the approach on-board. It must be treated as an RNP AR approach with the appropriate lateral and vertical deviations being displayed on the pilots' primary flight display (PFD) for all approach segments except the final approach. The coded RNP values must be the ones used by the FMS[2, pp. II-C-6-10ff.]. In the final approach segment, LPV guidance must be available and usable [2, pp. II-C-5-24ff.]. Secondly, to validate that RNP 0.1 performance can be achieved in all approach segments except the initial approach. Thirdly, to validate that the approach is flyable at both very high (ISA+25) and very low (ISA-32, -20° C aerodrome temperature) temperatures. This mainly concerns the FACF –

FAP segment, which must prevent the interception of the LPV glide path from above at high temperatures, but also the non-applied double MOC in the RF leg to the FACF at low temperatures (true altitude is lower than indicated). The assessment took place on FT72, a Lufthansa Aviation Training A350-900 level D full flight simulator in Munich, Germany, in January 2022 [16]. The flight crew consisted of one flight validation pilot, which was A350 rated and flying as PIC plus one commercial pilot that was not rated on the A350 but current on A320 acting as first officer. Both had not trained or flown this particular RNP AR approach previously.

To accomplish the given tasks, the approach was tested in both standard and extreme temperatures and in wind as summarized in Table 1. The wind was supposed to make achieving RNP 0.1 performance as challenging as possible since the TSE is characterized primarily by a low flight technical error (FTE), i.e. the guiding accuracy of the aircraft by the pilot or the autopilot [17]. All approaches were started from a pre-specified position between WS808 and WS809 to bring the aircraft into the correct configuration by the IF. The aircraft gross weight equaled 185000 kg, 20 t below the maximum landing weight [18]. The last two validation tasks are analyzed based on the difference between the simulated aircraft position, which was extracted together with other parameters during the assessment, and the nominal flight path. This difference was calculated by determining the laterally and vertically perpendicular differences between the simulated position and the nominal approach track. Thus, the analyzable TSE consists only of the cross-track error (XTE) and the vertical error (VE) as the lateral and vertical distance to the nominal flight path.

### ***On-board representation of the approach***

During all runs, the desired presentation of the approach was obtained: The RNP values were correctly stored for all segments and displayed on the flight plan (F-PLN) page of the FMS, including RNP 0.1 for the final and the missed approach. On the Navigation Display (ND), the coded RNP values appeared except during the final approach under the localizer (LOC) guidance mode of the flight guidance system and during the initial go-around under the go-around track (GA TRK) mode. The GA TRK mode appeared only for 0.5 s on the flight mode annunciator. On the PFD, the RNP AR lateral and vertical deviation bars were displayed as well as the indication "RNP AR" in green to the right below the artificial horizon (except during the phases mentioned above). On Airbus fly-by-wire aircraft, the landing system (LS) is used to display the angular deviations required for precision approaches in the form of magenta diamonds on the PFD. With LS activated and as shown in Fig. 5, the RNP AR indicator on the PFD correctly switched to the satellite landing system (SLS) associated with LPV by Airbus, and the diamonds appeared immediately [19]. However, these did not instantaneously replace the RNP AR deviation bars, which disappeared only upon transitioning to the

final approach under LPV guidance. Outside of this phase, both deviation bars overlapped both laterally and vertically when LS was active, meaning that at no point during the approach under RNP AR guidance the RNP AR deviation bars disappeared (see Fig. 5). Consequently, the selected coding does not only compensate the missing RNP AR qualifier, but represents the best possible fulfillment of the requirements of Ref. [2] for both RNP AR and LPV, at least with the FMS we used.

## ***Error performance and temperature effect on the approach***

Figure 6 shows the XTEs and VEs for all runs. Although strong wind and turbulence caused larger XTEs than calm conditions, the maximum XTE equaled 42 m over all segments and flight phases, 23% of the maximum permitted value of 182.5m.

The wind was specified for three layers (3000 ft altitude upon entry into the first RF leg, 1000 ft above threshold just before the FACF, ground). We wanted to create the maximum permissible tailwind under RNP AR for 3000 ft (corresponding to wind from 109° with 50 kt) and crosswind with respect to the final approach course, with the maximum tailwind speed permissible under RNP AR, for 1000 ft above threshold (corresponding to wind from 063° or 243° with 35 kt) [3, p. 3-5]. On the ground, a crosswind was realized close to the A350 operating limits, corresponding to crosswind at 35 kt in dry standard conditions and 25 kt in very cold temperatures [20]. Especially the crosswind was supposed to drive the aircraft towards the outer boundary of the RNP 0.1 corridor, thus provoking the largest possible XTEs. Despite entering the specified wind values at the instructor station, however, the wind was not always simulated as specified (see Table 1). In the fourth and fifth runs, for instance, the wind on the ground as well as in 1000 ft above threshold represented the wind from the highest layer, which would not have been permitted due its direction and speed [20]. Nonetheless, RNP 0.1 was maintained during all runs (see Fig. 6).

Up to the FACF, the VE is relevant only in terms of the coded minimum heights, which were met in all cases. From the FACF on, deviations above (positive VE) as well as below (negative VE) the nominal path play a role. Run 1 (dark green) was characterized by very low VEs down to -9 m, which increased slightly to -14 m with wind but standard temperatures in run 2 (light green). With very low temperatures and wind (run 3, blue), the VE did not become greater which can be attributed to the use of temperature-corrected altitude restrictions to compensate for the temperature-related altimeter error. The corrections were calculated with an A350 electronic flight bag application based on the simulated temperature and manually entered into the FMS before commencing the approach, which overwrote the coded restrictions. Since the corrections prevented flying too low, it was assumed that their consistent operational use at cold temperatures compensates for the partial use of the single instead of the double MOC.

High temperatures were represented by ISA+15 (run 4, yellow) and the ISA+25 (run 5, orange) used for the approach design, each with wind. They led to higher true altitudes and hence the VE remained positive, i.e., the aircraft flew higher than it was supposed to. In run 4, the VE was +24 m at the FACF and +8 m at the FAP, with the LPV glide path still being intercepted from below. That is illustrated in Fig. 7, where the VE for runs 1 (dark green), 4 (yellow) and 5

(orange) is shown with respect to both the horizontal FACF – FAP segment ( $VPA = 0^\circ$ ) and the LPV glide path ( $GPA = 3.5^\circ$ ) in that area.

The VE with respect to LPV was negative at the FACF and became positive towards the FAP, expressing the interception of the LPV glide path from below. Compared to run 1, the intersection point was located much closer to the FACF, which was due to the temperature-related higher VE: If the VE with respect to the horizontal segment shifts upwards

along the y-axis, the VE with respect to LPV is shifted likewise, moving the intersection point with the x-axis (VE = 0) towards the FACF. The horizontal segment was designed such that the intersection point for ISA+25 coincides exactly with the FACF. That assumes that the actual VE is equal to the one calculated based on the Appendix D of Ref. [5] formulae, although it may of course be smaller. For ISA+15, the actual VE was very slightly below the calculated one. For ISA+25, significantly larger VEs of +81 m at the FACF and +43 m at the FAP were obtained. The VE with respect to LPV was about +52 m at the FACF and could not be reduced to zero afterwards, meaning that the LPV glide path was missed. However, the high error can be attributed to insufficient configuration management by the pilots, specifically the failure to extend the speed brakes to increase drag during descent, as well as the fact that the approach was started too high and, therefore, continuously flown above the target profile. By means of video recordings made in the simulator, the run can nevertheless be evaluated based on the vertical deviations displayed on the PFD. Above the FACF, they equaled 170 ft (51.8 m) for RNP AR, which corresponds exactly to the VE with respect to LPV at that point (see Fig. 5). Assuming that no configuration errors are made, the RNP AR deviation should be zero with the deviation brick centered,

i.e. the deviation of 170 ft can be subtracted from the actual VE, rendering the VE with respect to LPV approximately zero at the FACF.

This is consistent with the design of the FACF - FAP segment based on Appendix D, where the assumed VE at the FACF corresponds exactly to the height difference between the FACF and the LPV glide path above the FACF. However, it must be added that this type of design does not include any margin, so that the slightest deviations from the behavior described by the formulae in Appendix D can theoretically lead to missing the glide path (as it did in our case of configuration mismanagement). For example, the vertical system error is modeled smaller than under RNP AR because the FTE is not included [5, p. II-1-1-App D-6] [2, p. II-C-6-7]. Due to time constraints, we were not able to repeat the run during the assessment so that the flyability of the approach at ISA+25 has not yet been proven.

## Conclusion

An RNP AR approach with intermediate approach RF legs onto a final approach segment based on LPV for RWY 33 in Salzburg has been successfully developed. To achieve the lowest OCH, it is required that all segments outside the initial approach are coded with an RNP value of 0.1, allowing us to limit the Y and the Z surface of the OAS system protecting the final approach segment against obstacles to a semi-width of  $2 \times 0.1$  NM, and to not have to artificially widen the X surface to the semi-width of 0.95 NM otherwise required

for LPV. By doing so, the proposed procedure was successful in avoiding critical terrain within the approach on the one hand, and in reducing the OCH from 369 ft to 218 ft on the other. The approach has been coded as an advanced RNP procedure with the lower RNP values coded on all sequences, with LPV as authorized level of service for the final approach and with a path point record provided. Simulator tests on an Airbus A350 level D full flight revealed this coding is sufficient for the approach to be recognized



Fig. 5 Simulator assessment: PFD view during run 5 upon passing the FACF with LS activated (top) and during run 1 within the initial approach (bottom).

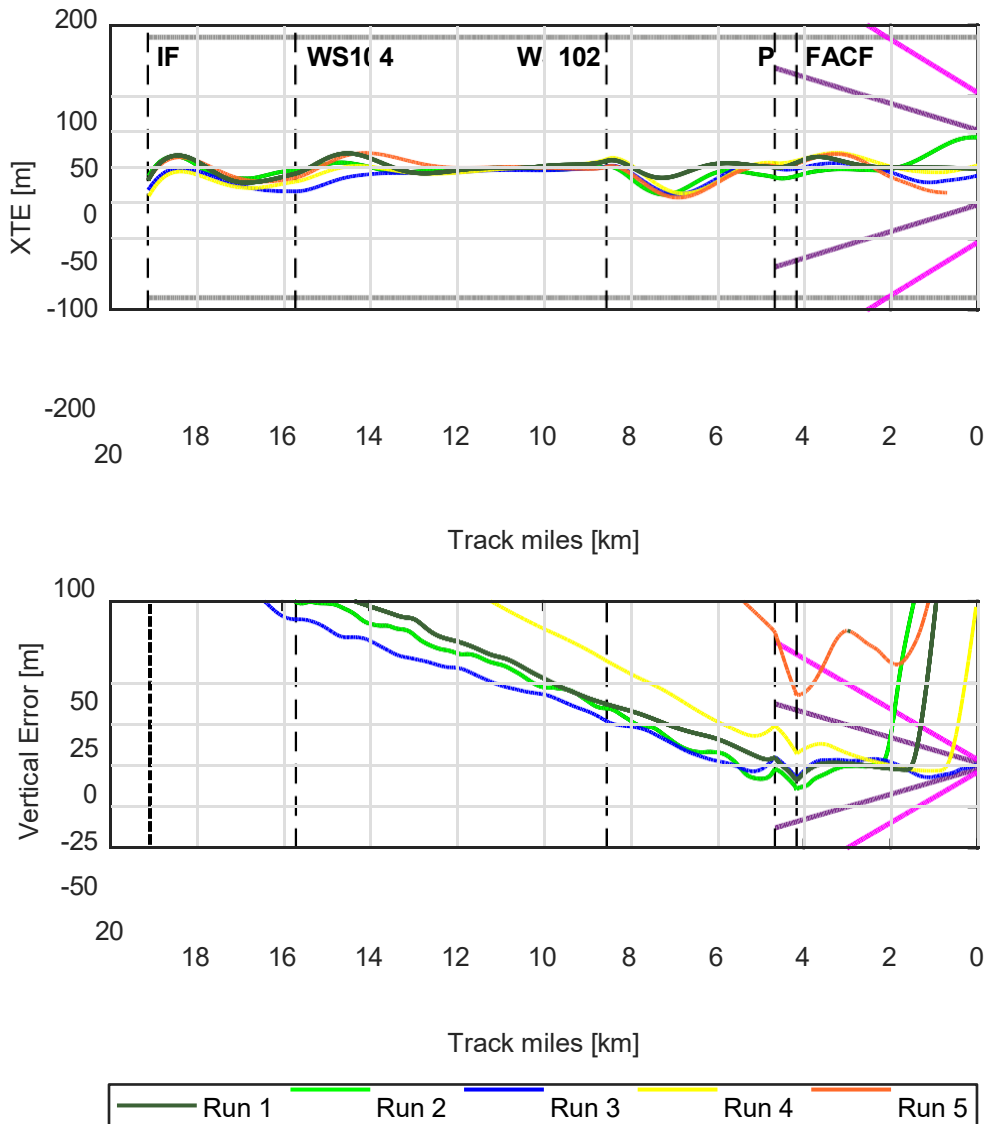


Fig. 6 Simulator assessment: Cross-track error (upper plot) and vertical error (lower plot) during the runs. For orientation, the respective half and full scale LPV deflections are plotted in purple and magenta. The RNP0.1 TSE two-sigma value of  $\pm 182.5$  m is plotted in gray.

and presented to the pilots as RNP AR, where the RNP AR deviation bricks can be overlaid with those of LPV on the PFD except within the final approach under LPV guidance. During the runs, RNP 0.1 performance was achieved even in maximum wind and severe turbulence, validating the truncation of the OAS system and the resulting lower OCH. While the vertical error performance and the glide path interception were generally smooth, the glide path was missed due to pilot configuration errors for the maximum temperature assumed in the approach design (ISA+25). Even though we can still show that the interception would likely have happened properly in the correct configuration, further assessments are needed to investigate whether the horizontal transition segment between the RF legs and the LPV segment, which we minimized in length, might be too short to compensate for the temperature-induced altitude difference when changing to LPV altitude. For safety reasons, it is in any case advisable to limit the approach to a temperature slightly below ISA+25 to provide some buffer for off-nominal behavior.

A recent attempt to use the same coding for the Rockwell Collins FMS of an Airbus A220 failed because the coding requirements imposed by Rockwell Collins did not allow our implementation. Moreover, it is possible that our coding will only work for a limited amount of time since the next edition of the PBN manual foresees changes to the A-RNP specification where A-RNP can, among other things, no longer be used for the FAS [21]. Assuming that existing DQRs are updated accordingly, our coding would then be generally prohibited since it uses A-RNP for the final approach. The inclusion of straight final approaches guided by a FAS-DB into the RNP AR navigation specification is an essential step towards a successful combination of RNP AR and LPV in the future. The current route qualifier policy in the ARINC standard 424 [15] will also require a revision to ensure that path-point records containing the FAS-DB information can also be used for RNP AR approach procedures. Avionics manufacturers will then need to modify their systems accordingly while ICAO is supposed to develop specific RNP AR to LPV CAT-I segment design rules based on proven principles applied in current criteria.

As long as universal coding solutions are not guaranteed, the publication of generalized procedure design rules does not make sense either as those are ultimately based on a certain navigation performance. However, based on our work, we expect that OAS systems can be curtailed for RNP AR to LPV approaches according to the RNP value coded for the final (and missed) approach segments ( $2 \times$  RNP value semi-width), which constitutes an advantage over conventional LPV approaches even for RNP 0.3. The combination of lower RNP values for the final approach and higher RNP values for the missed approach still needs to be investigated with regard to the actual navigation performance in the case of a go-around as long as FMS behavior similar to conventional LPV approaches cannot be assured. Regarding the merging of RF leg protection areas with OAS systems, we consider it safe to adapt the existing rules to RNP AR provided that the transition to LPV guidance is shifted towards the LPV segment for low RNP values in the intermediate approach. Regardless of possible limitations in the LPV segment, that can already help achieve significant benefits for approaches where the feeder segments are subject to tight spatial constraints.

Lastly, choosing a length of less than 3 NM for the final approach did not cause difficulties of any kind during our trials.

It might therefore be an option to review the minimum length requirement of PANS-OPS to provide for more flexible approach design options in the future.

## Acknowledgments

Furthermore, we would like to acknowledge Ferdinand Behrend from Lufthansa Aviation Training for providing the data extraction service for the full flight simulator. Many thanks also to the PVS procedure validations services for providing flight crew experts and feedback. This work serves as Richard Unkelbach's Master's thesis at TU Berlin.

## References

- [22]Unkelbach, Richard and Dautermann, Thomas, "Development and evaluation of an RNP AR approach procedure under tight airspace constraints," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 13, No. 3, 2022, pp. 613–625.
- [23]ICAO, "Performance-based Navigation (PBN) Manual, Fourth Edition", DOC9613 2013.
- [24]ICAO, "Required Navigation Performance Authorization Required (RNP AR) Procedure Design Manual, Second Edition," , DOC9905 , 2016.
- [25]ICAO EUR/NAT Office, "EUR RNP APCH Guidance Material (Second Edition)," EUR DOC025, Jan. 2021. URL <https://www.icao.int/EURNAT/EURandNATDocuments/EURDocuments/EURDocuments/025-EURRNPAPCHGuidanceMaterial.pdf>.
- [26]ICAO, "Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations, Volume II: Construction of Visual and Instrument Flight Procedures, Sixth Edition," , DOC8168, Nov. 2014.
- [27]EGNOS User Support, "SBAS/LPV Solutions Available (STC/SB) [Online-Tool]," , Apr. 2021. URL [https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new\\_egnos\\_ops/resources-tools/sbas-avionics](https://egnos-user-support.essp-sas.eu/new_egnos_ops/resources-tools/sbas-avionics), accessed: 2021-03-07.
- [28]Federal Aviation Administration, "Quick Facts - Wide Area Augmentation System (WAAS)," , Dec. 2021. URL [https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2021-12/WAAS\\_quick\\_facts.pdf](https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2021-12/WAAS_quick_facts.pdf).
- [29]FAA, "Sunny Skies for SkyWest in Sun Valley: WAAS equipage and a new approach bring benefits to SkyWest," *SatNav News*, Vol. 70, 2021, pp. 1–3. URL <http://gps.faa.gov/>.
- [30]Austro Control, *Aeronautical Information Publication (AIP) Austria*, Austro Control, 2022.
- [31] European GNSS Agency, "EGNOS Safety of Life (SoL) Service Definition Document Issue 3.4," , Apr. 2021.

- [32] Radio Technical Commission for Aeronautics Inc., "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Satellite-Based Augmentation System Airborne Equipment [DO-229E]," , Dec. 2016.
- [33] Ali, B. S., and Taib, N. A., "A Study on Geometric and Barometric Altitude Data in Automatic Dependent Surveillance Broadcast (ADS-B) Messages," *Journal of Navigation*, Vol. 72, No. 5, 2019, p. 1140–1158.  
<https://doi.org/10.1017/S0373463319000201>.
- [34] oe24.at, "Neuer Allzeit-Hitzerekord," , Aug. 2013. URL <https://www.oe24.at/oesterreich/chronik/neuer-allzeit-hitzerekord/> 112453258.
- [35] ICAO, "Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations, Volume II: Construction of Visual and Instrument Flight Procedures, Seventh Edition," , Nov. 2014.
- [36] Aeronautical Radio Inc., "Navigation System Database ARINC Specification 424-21," , Jul. 2016.
- [37] Lufthansa Aviation Training, "Full-Flight Simulator Airbus A350-900 (FT72)," , 2022. URL <https://www.lufthansa-aviation-training.com/-/ffs-airbus-a350-900-ft72>, accessed: 2021-03-07.
- [38] Zhao, H., Xu, X., Zhang, J., Zhu, Y., Yang, C., and Hong, S., "Lateral Flight Technical Error Estimation Model for Performance Based Navigation," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 24, No. 3, 2011, pp. 329–336.  
[https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S1000-9361\(11\)60039-3](https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S1000-9361(11)60039-3), URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936111600393>.
- [39] Airbus, *A350: Aircraft Characteristics - Airport and Maintenance Planning*, Jul. 2021.
- [40] Airbus, "A350-900 Flight Deck and Systems Briefing for Pilots," , Sep. 2011.
- [41] Lufthansa, *Operations Manual Part B (OM-B): Aeroplane Operating Matters A350*, Jan. 2019.
- [42] ICAO MID PBN SG5, "Fifth Meeting of the Performance Based Navigation Sub-Group (PBN SG/5) [Slideshow]," , Oct. 2020. URL <https://www.icao.int/MID/Documents/2020/PBNSG5VTC/PPT3-GlobalandRegionalDev.pdf>.

## **7.7. Hardware in the loop simulation of helicopter pins procedures using GLS avionics and an SBAS to GLS converter**

### **Abstract**

We designed and built a system intended to combine the advantages of both the ground based and the satellite-based augmentation systems (GBAS, SBAS) by using a converter between them. In both GBAS and SBAS, instant integrity information is provided by estimating protection levels, a high probability bound for the computed position. This is then compared to the alert limit of the respective system. Since both systems are quite similar, and the SBAS signal can nowadays be decoded even by low cost receivers, one can receive the augmentation data from the SBAS, slightly modify it to fit into the GBAS data structure and broadcast this data to a GBAS equipped aircraft. Said aircraft could execute a RNP approach with the Localizer Performance and Vertical guidance (LPV) final approach segment which would otherwise not be available. This may come especially handy in places where no non-precision minima are published, such as the RNP-E approach into Innsbruck and Salzburg, or where no other approach procedures are available to spatial or monetary constraints. Since there are slight differences between the two systems, we made sure that integrity for the safety-of-life approach service is ensured. We named the system GLASS (GLS Approaches using SbaS), built a prototype and began trials with real GBAS avionics hardware.

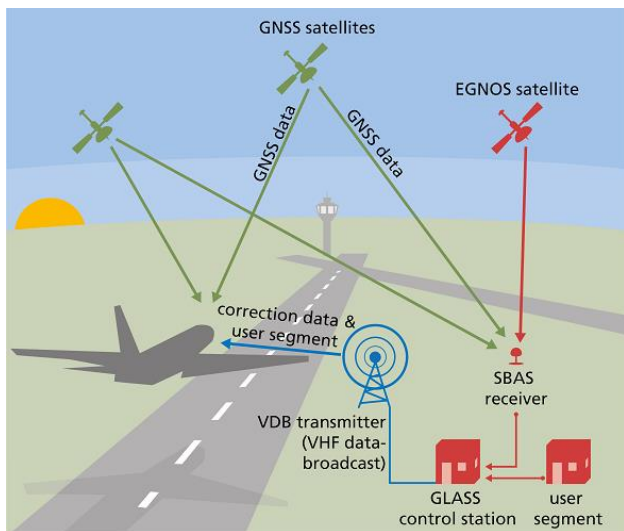
To accomplish this, we created a hardware in the loop environment, which allows us to validate various receivers without having to go through a full flight certification of the hardware. We tested this environment using the DLR in house full motion rotorcraft simulator to fly point in space approaches during Helicopter Emergency Service (HEMS) missions.

The test bench setup consists of an Orolia GSG5 GPS and SBAS simulator connected to both an SBAS receiver and a Funke Avionics GPU400 GLS receiver. The SBAS receiver is subsequently connected to a GLASS Station PC, which translates the SBAS corrections to GLS conformal structures and broadcasts them using a Telerad 9009 VDB GLS transmitter. This transmitter is also connected to the VHF data broadcast input of the GPU4000. The Orolia GSG5 receives data updates from the DLR flight simulator Aves (Figure 1).

During the trials, the accuracy and integrity of both receivers behaved as expected. However, the Collins GLU925 showed an anomaly: if two corrections were broadcast with the same IODE parameter, the second one was ignored. This limits the availability of the system unnecessarily. Moreover, we found that both digital avionics devices did not evaluate the approach performance designator, one parameter of the final approach segment data block. This actually increases integrity while also limiting availability at the same time.

### **GLS Approaches using SBAS (GLASS)**

The following paragraph and Figure 1 is taken from [1].



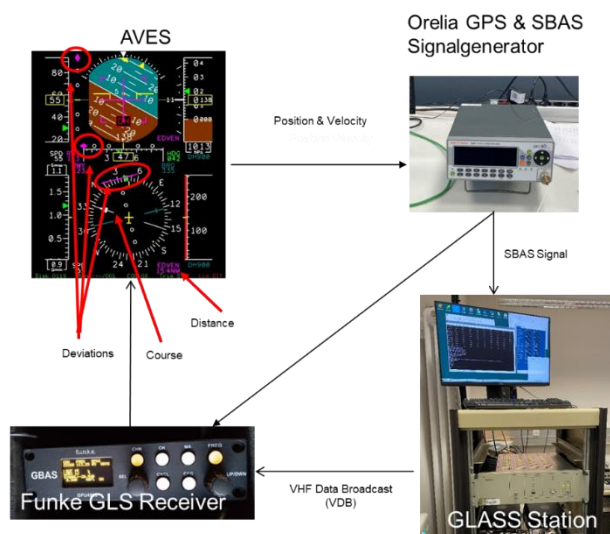
**Figure 34 Set-up and function of the GLASS Systems (GLS approaches based on SBAS)**

“As a cost-efficient solution mainly for regional airports, in [2] we describe a system that enables aircraft equipped with a GLS capable MMR to receive correction data as generated by a SBAS system via the GLS data broadcast system. The system is called GLASS and schematically illustrated in Figure 1. It receives the correction information generated by an SBAS, assembles them to a GBAS conformal structure and applies correction factors to account for the differences between the two systems. GLASS is intended to bring together the advantages of both augmentation systems. It combines an SBAS-capable GNSS receiver with a database and a GLS-compatible data link. The correction and integrity data received from the SBAS satellite are automatically translated into GLS-compatible structures and sent to the multi-mode receiver including the FAS data block. The device can be installed on the ground as well as in the aircraft. An extended version generates ad-hoc FAS data blocks via a user interface by putting in basic data such as approach trajectory and glide angle, enabling faster set-up and commissioning. For both, airport operators and air navigation service providers, the RNP approach is easy and cost-efficient to implement, since it does not require any additional installation of navigation aids on the ground. An LPV to GLS converter could enable aircraft, which is already equipped with an appropriate MMR, to utilize those lower minima and even – at pilot’s discretion – perform automatic landings.

The GLASS system can enable improved access to airports, which operate under location constraints and adverse weather conditions.”

## Experimental Setup

In order to establish hardware in the loop testing, we connected a GBAS ground station based on the GLASS repeater concept [CITE] with an Orolia GSG-5 GPS + SBAS constellation simulator [3]. The GLASS station utilizes only the SBAS correction information and works independently of the actual satellites tracked. Via a high frequency signal splitter, we connected a FUNKE GPU4000 GLS receiver [4] to the same GNSS signal generator. Additionally, the GPU4000 was also connected via a dampening resistor to the VHF data broadcast output of the Telerad GBAS VHF transmitter. The GPS simulator was driven by an Xplane flight simulator, outputting position and velocity data at 10Hz. The GPU4000 outputs deviation data with 5Hz which can be fed back into Xplane or other simulation software to provide precision guidance to the pilot. Xplane was running in helicopter mode in DLR’s HubSim facility [5]. HubSim is a fixed base helicopter simulator with a 210x95 degrees field of vision. The outside vision is generated by a four channel projection system with 4096 by 2400 pixels per channel. The flight controls are the Control Loading System by Brunner, consisting of CLS-P Cyclic, Collective und Pedals (<https://www.brunner-innovation.swiss/>)



**Figure 35 Hardware Setup**

The pilot performed a VFR flight out of Braunschweig airport, approximately along the localizer back course for runway 26, climbing up to 2000ft AGL. He then performed a procedure turn and followed the 3 degree precision approach path indicator on a visual approach. The track is depicted in Figure 37. At the time of writing, the integration of the GLS deviation into the simulation environment was not yet complete. The HubSim is shown with a pilot in Figure 36



**Figure 36 Helicopter Simulator HubSim with pilot**

## Results

Figure 37 shows the flown track in red. First, the pilot took off from Braunschweigs runway 08 and flew straight ahead on the localizer back course with an approximate heading of 083, climbing to 2000ft AGL. He then performed a procedure turn, acquiring a visual final to runway 26. The visual final was flown using the simulated precision approach path indicator. In Figure 37, for reference, we included the ideal three degree glide path (in blue) as described and broadcast by the GLS via the FAS data block.

Figure 38 describes the GPU 400 output. Our experimental version delivers a pseudo NMEA message with localizer and glide slope deviation output scaled from -200 to +200 with an update rate of 2Hz. At the same time, it can drive a classical CDI with ARINC429 data input. With GLS, the localizer maximum deviation in degrees depends on the parameter "Course width at Threshold" and "Threshold Crossing Height". To be in a position to compare outputs for different approach paths, we chose to

leave the deviation data in the +-200 raw data range. In Figure 38, the blue line shows the localizer and the red line shows the glide slope deviations recorded during our test. Initially, as the helicopter moves outbound from the airport and climbs with maximum performance, the glideslope quickly moves to a full fly fown position (+200) while the aircraft flies slightly south of the centerline. At 240s, the pilot begins his procedure turn towards the north and overshooting the intercept at 290s. He quickly corrected back towards the centerline from 300 to 350s. While performing the turn, the aircraft reached the intercept altitude of 2000ft AGL and the glide slope centers at 340s simulation time. For a while, the on the visual final, the pilot could maintain the 3 degree path before unintentionally becoming to high.

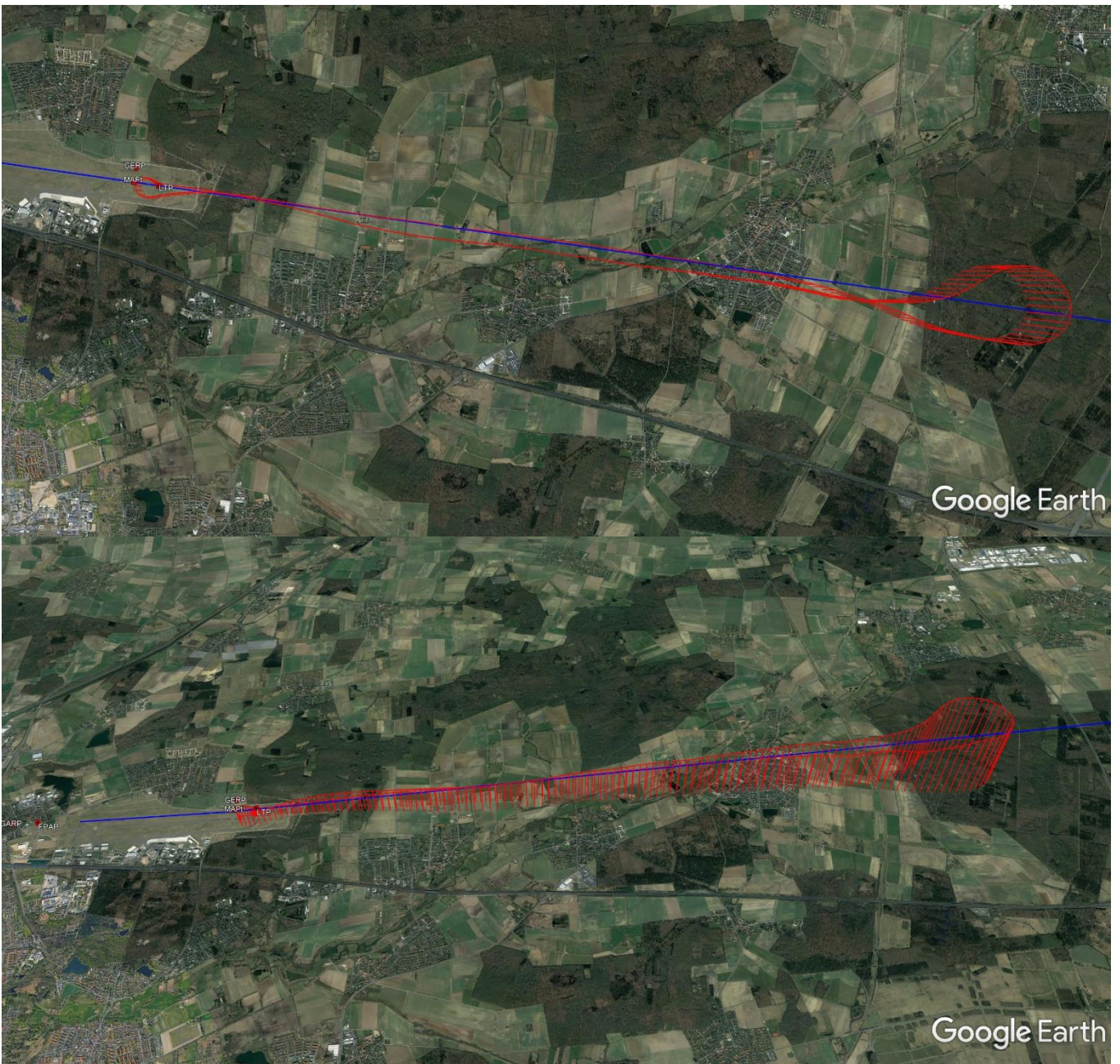


Figure 37 Simulated Track

## Conclusions

The hardware in the loop simulation worked well and can be used for pre-flight feasibility testing. When using a GNSS simulator with life data input, care must be taken that no network data delays occur, as this will cause the hardware simulator to produce a signal that is not trackable by a GNSS receiver. The same is true for any unintentional jerks that the flight simulator software may produce. As a mitigation measure, we suggest that such a setup implements a smoothing filter, if unsteady data output is expected from the flight simulation software.

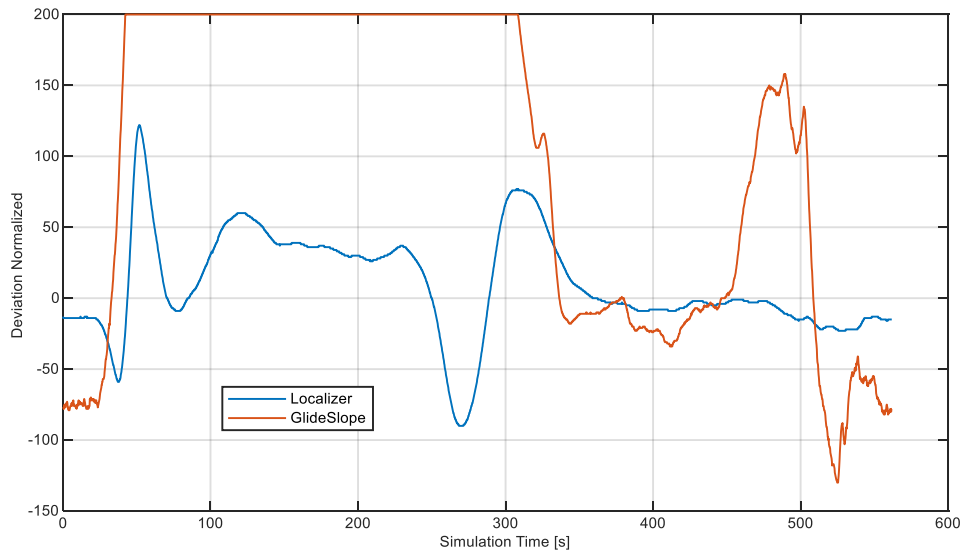


Figure 38 GPU400 GLS output.

## References

- [6] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister and E. Akkogiounoglou, "Benefits for Greek Regional Airports Through Innovative Approach Technology Using an LPV to GLS Converter: A Case Study for Corfu and Thessaloniki," in *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 36, no. 4, pp. 36-44, 1 April 2021, doi: 10.1109/MAES.2021.3050678.
- [7] Dautermann, T., Ludwig, T., Geister, R. et al. Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter. *GPS Solut* 24, 37 (2020). <https://doi.org/10.1007/s10291-019-0947-7>
- [8] GSG-5/6 Series GNSS Simulator User Manual with SCPI Guide, Orolia Part No.: 4031-600-54001, Revision: 27. Date: 22-Oct-2019
- [9] Funke GPU4000, <https://www.funkeavionics.de/en/subsystems-avionics/subsystems-avionics/>
- [10] Sven Schmerwitz, Thomas Dautermann, Helge Lenz, Thomas Lüken, GNSS solutions for increased GA and rotorcraft airport accessibility, 45th European Rotorcraft Forum (ERF), Issue 2019, 2019

