

AUSLEGUNG EINES DIREKTEN KOPPELFILTERS ZUR INTEGRATION VON GBAS-ROHDATEN MIT INERTIALNAVIGATION

M. Stanisak, Technische Universität Braunschweig, Institut für Flugführung,
38108 Braunschweig, Deutschland

Zusammenfassung

Nach einer kurzen Vorstellung des *Ground Based Augmentation System* (GBAS) als modernes Präzisionsanflugsystem wird zunächst erläutert, wieso die Kombination mit einem Inertialnavigationssystem (INS) in diesem Zusammenhang sinnvoll ist und welche Stützgrößen verwendet werden können. Anschließend wird ein direktes Koppelfilter beschrieben, das die Rohdaten direkt im Vollzustand fusioniert. Nach einer kurzen Beschreibung der Implementation dieses Filters wird dann die Performance anhand aufgezeichneter Flugversuchsdaten bestimmt.

1. INSTRUMENT LANDING SYSTEM

Momentan werden Präzisionsanflüge nach *Instrument Flight Rules* (IFR) standardmäßig mit dem *Instrument Landing System* (ILS) durchgeführt. Die Anfänge des ILS gehen bis in die 1930er Jahre zurück, damit ist dieses gut erprobt und gilt als eines der sichersten Systeme in der gesamten Luftfahrt.

Eine ILS-Bodeninstallation besteht aus zwei voneinander unabhängigen Sendeanlagen und wird jeweils für eine einzelne Landebahnrichtung betrieben. Die Signale des Azimutsenders (horizontale Führung des Luftfahrzeuges) und des Elevationssenders (vertikale Führung) werden vom Luftfahrzeug empfangen und dort die Ablagen zum gewünschten Gleitpfad ermittelt. Die Ablagen bekommt der Pilot auf dem Kreuzzeigerinstrument dargestellt. Für das ILS wurden verschiedene Kategorien definiert, die angeben, welche Sichtbedingungen minimal nötig sind, um einen Anflug durchführen zu können, siehe TAB 1.

ILS-Kategorie (CAT)	Runway Visual Range (RVR)	Decision Height (DH)
CAT I	550 m	60 m
CAT II	350 m	30 m
CAT IIIa	200 m	0 m
CAT IIIb	50 m	0 m
CAT IIIc	0 m	0 m

TAB 1. Mindestanforderungen der ILS-Kategorien [5]

Die *Decision Height* (DH) gibt die Höhe an, bis zu welcher der Pilot den Anflug ohne Bodensicht durchführen kann. Kann bei dieser Höhe die Piste nicht gesehen werden, muss der Anflug abgebrochen werden. Die *Runway Visual Range* (RVR) gibt die notwendige Sicht entlang der Piste an.

Der große Nachteil dieses Systems ist jedoch die hohe Komplexität einer ILS-Installation. Beide Sender müssen regelmäßig gewartet und vermessen werden. Außerdem

kann eine ILS-Installation immer nur eine Landebahnrichtung versorgen. Dies führt zu generell hohen Kosten, die umso höher liegen, je höher die zugelassene Kategorie der Anlage ist.

2. GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM

Ein alternativer Ansatz ist die Verwendung von Satellitennavigationssystemen (*Global Navigation Satellite System* – GNSS) zur Steuerung von Präzisionsanflügen. Momentan sind dies vor allem das US-amerikanische *GPS* und das russische *GLONASS*, in Zukunft wird auch das europäische Satellitennavigationssystem *Galileo* verwendet werden können. Gemein ist jedoch allen Satellitennavigationssystemen, dass diese per se keine ausreichende Integrität, also Verlässlichkeit des Gesamtsystems, liefern können. Daher wurde von der *International Civil Aviation Organization* (ICAO) im Annex 10 [5] mit dem *Ground Based Augmentation System* (GBAS) ein augmentiertes Satellitennavigationssystem standardisiert, welches über differentielle Korrekturdaten die für Präzisionsanflüge nötige Genauigkeit und Präzision bieten kann. Die Prinzipskizze ist in BILD 1 dargestellt.

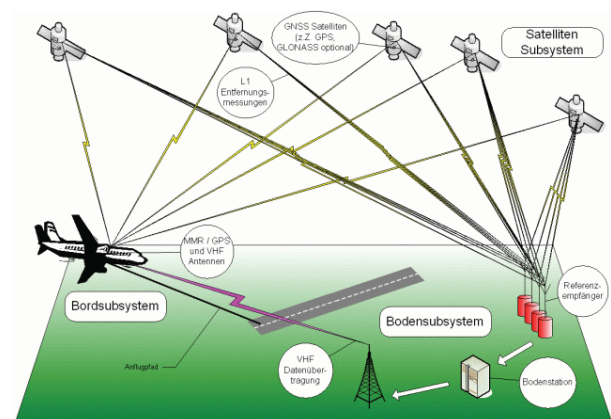


BILD 1. Prinzipieller Systemaufbau von GBAS [3]

Beim *Differential GNSS* (D-GNSS) werden die Satelliten der GNSS-Konstellation um eine Bodenstation ergänzt, die aus mehreren GNSS-Empfängern und einem Datenlinksender besteht. Mit den GNSS-Empfängern werden zunächst die Pseudoranges zu den einzelnen GNSS-Sa-

telliten bestimmt. Aus den bekannten Positionen der Empfänger und den bekannten Satellitenpositionen kann somit für jeden Satelliten die theoretisch zu erwartende Pseudorange berechnet werden. Aus dem Vergleich der gemessenen und erwarteten Pseudorange können differentielle Korrekturdaten für jeden einzelnen Satelliten generiert werden. Werden diese Korrekturen an ein Luftfahrzeug in der Umgebung versendet, so können an Bord des Luftfahrzeuges die empfangenen Korrekturdaten auf die gemessenen GNSS-Pseudorange angewendet werden, um die gemeinsamen atmosphärischen Fehler kompensieren zu können.

Als Datenlink wird für GBAS das sogenannte *VHF Data Broadcast* (VDB) verwendet. Dazu wurden verschiedene Nachrichtentypen (*Message Types* - MT) definiert, in denen die verschiedenen Daten übermittelt werden.

2.1. Verarbeitung der Korrekturdaten

Momentan werden primär drei Nachrichtentypen für GBAS verwendet. Im MT1 werden die Korrekturdaten, die in der Bodenstation ermittelt wurden, an das Luftfahrzeug übertragen. Im MT2 werden von der Bodenstation ermittelte Integritätsparameter übertragen. Im MT4 schließlich werden Parameter übertragen, mit denen das Luftfahrzeug einen Anflugpfad konstruieren kann.

Im Luftfahrzeug muss zunächst ein *Smoothing* der empfangenen GNSS-Pseudorange durchgeführt werden. Hierzu wird zunächst durch Betrachtung der vorherigen und aktuellen Phasenlage Φ eine erwartete Pseudorange hochgerechnet:

$$(1) \quad P_{proj} = P_{n-1} + \frac{\lambda_{L1}}{2 \cdot \pi} \cdot (\Phi_n - \Phi_{n-1})$$

Hierbei ist P_n die geglättete Pseudorange und λ_{L1} die Wellenlänge des L1-Signals. Mit dieser theoretisch zu erwartenden Pseudorange kann nun aus der gemessenen Pseudorange ρ_n die geglättete Pseudorange

$$(2) \quad P_n = P_{proj} + \alpha \cdot (\rho_n - P_{proj})$$

errechnet werden. Der Parameter α gibt dabei an, wie stark die Pseudorange geglättet werden soll. T_s bezeichnet dabei die Samplingzeit, während die Zeitkonstante τ mit 100 s vorgegeben ist:

$$(3) \quad \alpha = \frac{T_s}{\tau}$$

Nach der Glättung der Pseudorange können nun die Korrekturinformationen angewendet werden:

$$(4) \quad PSR' = P_n + PRC + RRC \cdot (t - t_{ZCount}) + TC$$

Die *Pseudo-Range-Correction* (PRC) ist ein im MT1 übertragener Parameter, der die absolute Differentialkorrektur einer Pseudorange beinhaltet. Die *Range-Rate-Correction* (RRC) hingegen beschreibt die Änderung der Pseudorange-Korrektur mit der Zeit. Daher muss bei diesem Parameter auch noch die Zeitdifferenz bestimmt werden, die zwischen der Generierung und der Anwendung der Korrekturdaten liegt. Dies geschieht mit dem *Modified Z-Count*, einem weiteren Parameter aus dem MT1, durch den der Zeitpunkt angegeben wird, zu dem die Korrektur-

daten erzeugt wurden. Die *Tropospheric-Correction* (TC) schließlich wird aus verschiedenen Parametern des MT1 und MT2 berechnet, um troposphärische Effekte ausgleichen zu können.

Zu der durch GBAS korrigierten Pseudorange wird auch die Standardabweichung berechnet:

$$(5) \quad \sigma^2 = \sigma_{pr, gnd}^2 + \sigma_{tropo}^2 + \sigma_{pr, air}^2 + \sigma_{iono}^2$$

Die Gesamtvarianz setzt sich also aus verschiedenen Teilvarianzen zusammen, die jeder für sich den Einfluss eines anderen Faktors beschreiben und aus den verschiedenen Parametern des MT2 berechnet werden können.

Mit der so korrigierten Pseudorange PSR' und der berechneten Standardabweichung kann dann wie gewohnt eine GNSS-Positionsbestimmung durchgeführt werden. Standardmäßig handelt es sich hierbei um ein *Weighted-Least-Squares*-Verfahren.

2.2. Verarbeitung der GBAS-Endanflüge

Neben den Differentialkorrekturen werden durch die GBAS-Bodenstation im MT4 auch Parameter übertragen, aus denen sich ein Luftfahrzeug den gewünschten Anflugpfad errechnen kann. Verschiedene *Final Approach Segments* (FAS) können dabei gleichzeitig von einer Bodenstation übermittelt werden. Aus diesen kann der Pilot dann einen Anflug auswählen. Dies ermöglicht es einer GBAS-Bodenstation, für mehrere Landebahnen und sogar Flughäfen in der näheren Umgebung Präzisionsanflüge bereitzustellen. Ein GBAS-Empfänger kann dann aus den empfangenen MT4 FAS-Daten den genauen Anflugpfad berechnen. Prinzipiell ist dies in BILD 2 dargestellt.

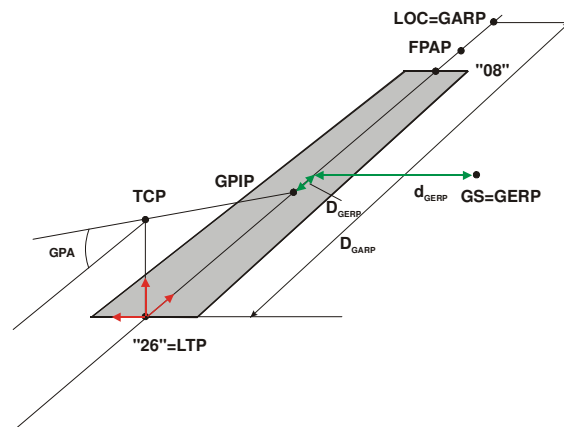


BILD 2. Final Approach Segment [3]

Dies alles macht GBAS zu einem flexiblen und modernen Präzisionsanflugsystem, welches auch kleineren Flughäfen die Möglichkeit gibt, Präzisionsanflüge zu etablieren. Nachteilig ist hierbei jedoch, dass GBAS momentan lediglich analog zur ILS-Kategorie I zertifiziert ist und somit bei extrem schlechten Sichtbedingungen nicht eingesetzt werden kann. Dies ist allerdings eine zwingende Voraussetzung, um GBAS operationell einsetzen zu können. Aus diesem Grunde wird momentan weltweit untersucht, wie mit GBAS eine Integrität gewährleistet werden kann, die es ermöglicht, eine Zulassung analog der ILS-Kategorien

II und III zu erreichen. Ein Ansatz hierfür ist die luftfahrzeugseitige Kombination eines GBAS-Empfängers mit einem Inertialnavigationssystem in einem KALMAN-Filter.

3. KALMAN-FILTER

KALMAN-Filter [1] sind Algorithmen, um aus verrauschten Messungen eines Systems so gut wie möglich auf den wahren Zustand des Systems zu schließen. Dazu wird zunächst von der allgemeinen Zustandsraumdarstellung eines dynamischen Systems ausgegangen:

$$(6) \quad \begin{aligned} \dot{\underline{x}} &= \underline{F} \cdot \underline{x} + \underline{G} \cdot \underline{u} + \underline{\omega} \\ \underline{z} &= \underline{H} \cdot \underline{x} + \underline{v} \end{aligned}$$

Der Vektor \underline{x} ist der Zustandsvektor, durch den das System komplett beschrieben werden kann. Das Eigenverhalten des dynamischen Systems wird mit der Dynamikmatrix \underline{F} beschrieben. Der Eingangsvektor \underline{u} ermöglicht die Steuerung des Systems, wobei mit der Eingangsmatrix \underline{G} die Auswirkung von Eingaben auf den Systemzustand beschrieben wird. Mit dem Prozessrauschen $\underline{\omega}$ werden allgemein Störungen beschrieben, die auf das System selbst wirken.

Der Systemzustand ist jedoch nicht direkt ersichtlich, es können nur die Messungen \underline{z} aus dem System bestimmt werden. Den Zusammenhang zwischen der Messung und dem Zustand wird über die Messmatrix \underline{H} hergestellt, wobei auch das Messrauschen \underline{v} berücksichtigt werden muss.

Das KALMAN-Filter funktioniert als Beobachter. Dabei wird versucht, im KALMAN-Filter das zu beobachtende System so gut wie möglich nachzubilden. Die Unterschiede zwischen der realen und der durch das nachgebildete System erwarteten Messung werden dabei über einen Verstärkungsfaktor $\underline{K}(t)$ wieder im Beobachter zurückgeführt, wie dies in BILD 3 dargestellt ist.

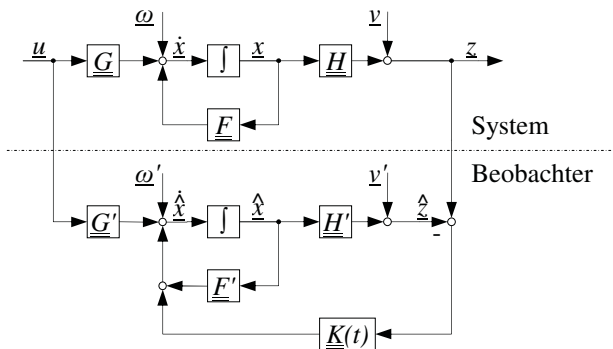


BILD 3. KALMAN-Filter als Beobachter

Die Zustandsschätzungen des KALMAN-Filters werden mit einem $\hat{\cdot}$ gekennzeichnet. So kann der Schätzfehler \underline{e} und die Fehlerkovarianzmatrix \underline{P} definiert werden:

$$(7) \quad \underline{e} = \underline{x} - \hat{\underline{x}}$$

$$(8) \quad \underline{P} = E\{\underline{e} \cdot \underline{e}^T\}$$

Ziel der KALMAN-Filterung ist es, diesen Schätzfehler zu minimieren, damit der geschätzte Systemzustand möglichst gut dem realen Zustand entspricht.

Der Umstand, dass die Nachbildung des Systems im Beobachter nie fehlerfrei sein kann, wird durch die Kovarianzmatrix des Prozessrauschens \underline{Q} berücksichtigt. Diese berücksichtigt Restunsicherheiten des Systems:

$$(9) \quad \underline{Q} = E\{\underline{\omega} \cdot \underline{\omega}^T\}$$

Ebenso wird auch die Kovarianzmatrix des Messrauschens berechnet:

$$(10) \quad \underline{R} = E\{\underline{v} \cdot \underline{v}^T\}$$

Konventionelle KALMAN-Filter [7] arbeiten jedoch nicht kontinuierlich, sondern diskret. Daher muss auch die Zustandsraumdarstellung aus Gleichung (6) diskretisiert werden:

$$(11) \quad \begin{aligned} \underline{x}_k &= \underline{\Phi} \cdot \underline{x}_{k-1} + \underline{\Gamma} \cdot \underline{u}_k + \underline{\omega}_{k-1} \\ \underline{z}_k &= \underline{H} \cdot \underline{x}_k + \underline{v}_k \end{aligned}$$

Die hierbei entstehenden Matrizen $\underline{\Phi}$ und $\underline{\Gamma}$ sind die diskretisierte System- bzw. Eingangsmatrix (jeweils mit linearer Näherung):

$$(12) \quad \underline{\Phi} = e^{\underline{F} \cdot T_s} \approx \underline{I} + \underline{F} \cdot T_s$$

$$(13) \quad \underline{\Gamma} = \int_0^{T_s} \underline{\Phi}(\tau) \cdot \underline{G} d\tau \approx \underline{G} \cdot T_s + \frac{1}{2} \cdot (\underline{F} \cdot \underline{G}) \cdot T_s^2$$

Das KALMAN-Filter ermittelt nun die Schätzung in zwei voneinander getrennt ablaufenden Schritten: dem Prädiktions- und dem Korrekturschritt. Der Prädiktionschritt wird immer zu festgesetzten Zeiten ausgeführt. In diesem Schritt werden die Eingangswerte sowie die Systemdynamik benutzt, um eine *A-Priori* – Vorhersage des Zustands und der Kovarianz ermitteln zu können:

$$(14) \quad \hat{\underline{x}}_k^- = \underline{\Phi} \cdot \hat{\underline{x}}_{k-1} + \underline{\Gamma} \cdot \underline{u}_k$$

$$(15) \quad \underline{P}_k^- = \underline{\Phi} \cdot \underline{P}_{k-1} \cdot \underline{\Phi}^T + \underline{Q}$$

Sobald nun neue Messungen \underline{z} zur Verfügung stehen, werden diese Vorhersagen im Korrekturschritt durch diese korrigiert. Zunächst wird dabei die KALMAN-Matrix \underline{K}_K berechnet:

$$(16) \quad \underline{K}_K = \underline{P}_k^- \cdot \underline{H}^T \cdot (\underline{H} \cdot \underline{P}_k^- \cdot \underline{H}^T + \underline{R})^{-1}$$

Mit dieser Verstärkung werden dann der Zustand und die Kovarianz angepasst, sodass aus der *A-Priori* – Vorhersage eine *A-Posteriori* – Schätzung wird:

$$(17) \quad \hat{\underline{x}}_k = \hat{\underline{x}}_k^- + \underline{K}_K \cdot (\underline{z}_k - \underline{H} \cdot \hat{\underline{x}}_k^-)$$

$$(18) \quad \underline{P}_k = (\underline{I} - \underline{K}_K \cdot \underline{H}) \cdot \underline{P}_k^-$$

Diese *A-Posteriori* – Schätzung ist nun die bestmögliche Schätzung des Zustandes eines dynamischen linearen Systems.

4. KOMBINATION VON INS & GNSS IN EINEM KOPPELFILTER

Die Kombination aus Satellitennavigationssystem und Inertialnavigationssystem wird bereits vielfach in der Luftfahrt zur Ermittlung der Position eingesetzt, da beide Systeme komplementäre Eigenschaften besitzen. Satellitennavigationssysteme ermöglichen weltweit eine driftfreie Positionsermittlung, allerdings rauscht die ermittelte Position sehr stark. Es handelt sich dabei nicht um ein autonomes System, da es zwingend auf die korrekte Funktion der Satelliten angewiesen ist. Inertialnavigationssysteme bestimmen die eigene Position, indem sie die translatorischen und rotatorischen Beschleunigungen messen, diese mittels gekoppelter Differentialgleichungen zweimal integrieren und so (bezogen auf eine bestimmte Ausgangsposition und –geschwindigkeit) die aktuelle Position ermitteln. Durch den komplett autonomen Aufbau der Inertialnavigation ist diese Positionsbestimmung praktisch von außen nicht zu stören. Durch die doppelte Integration von Messdaten wirken sich schon kleine Messfehler nach einiger Zeit sehr stark auf die Positionsbestimmung aus, sodass reine Inertialnavigationssysteme mehr oder weniger stark drifteten. Die kurzzeitige Positionsbestimmung jedoch ist sehr genau und relativ rauschfrei.

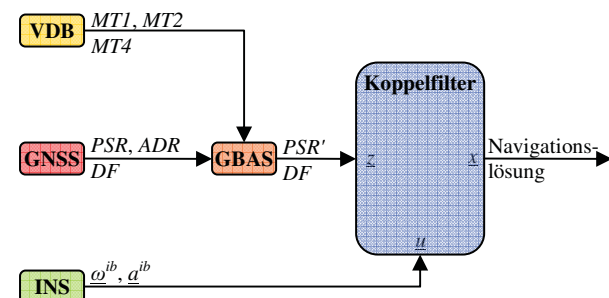


BILD 4. Aufbau des Navigationsfilters

Werden die Messungen beider Systeme nun in einem Koppelfilter fusioniert, so können die guten Eigenschaften beider Systeme gezielt miteinander kombiniert werden. Eine Möglichkeit hierzu ist der Aufbau eines *Tight-Coupled-Filters*, welches die gemessenen Rohdaten beider Systeme in einem Navigationsfilter kombiniert. Prinzipiell ist dies in BILD 4 dargestellt.

Diese Art der Kopplung unterscheidet sich von den aktuell verwendeten Algorithmen dadurch, dass die Rohdaten der einzelnen Systeme und nicht die bereits errechnete Position im Navigationsfilter verwendet werden. Die Kopplung erfolgt dabei im Vollzustand, sodass das Filter – im Gegensatz zu Kopplung im Fehlerzustandsraum – direkt die Position und nicht Abweichungen zwischen den einzelnen Positionen ermittelt.

4.1. Zustandsvektor

Der Zustandsvektor \underline{x} enthält mindestens 17 Zustände und beschreibt den kompletten aktuellen Zustand des Systems:

$$(19) \quad \underline{x} = (\varphi \ \lambda \ h \ u \ v \ w \ q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ \Delta a_x \ \Delta a_y \ \Delta a_z \ \Delta \omega_x \ \Delta \omega_y \ \Delta \omega_z \ \Delta t)^T$$

Die Position wird mit den Parametern φ , λ und h im WGS84-Koordinatensystem beschrieben, während die

Geschwindigkeiten u , v und w im geodätischen *North-East-Down* – Koordinatensystem (NED) definiert sind. In den Quaternionen q_0 , q_1 , q_2 und q_3 sind die EULER-Winkel Φ , Θ und Ψ kodiert, welche die Lage des Luftfahrzeuges im Raum beschreiben. Die Verwendung von Quaternionen hat den Vorteil, dass es – im Gegensatz zur direkten Verwendung der Winkel – zu keinen Singularitäten kommen kann. Dies kann beispielsweise bei einem Nicklagewinkel von 90° passieren, dann zeigt das Luftfahrzeug gerade nach oben, sodass kein Gierwinkel Ψ angegeben werden kann. Die Parameter Δa_x , Δa_y , Δa_z sowie $\Delta \omega_x$, $\Delta \omega_y$ und $\Delta \omega_z$ beschreiben die jeweils ermittelten Fehler in den vom INS gemessenen Beschleunigungen bzw. Drehraten. Optional können im Zustandsvektor auch zusätzliche Parameter wie zum Beispiel Skalenfaktoren aufgenommen werden, um kleine Nichtlinearitäten des Inertialnavigationssystems berücksichtigen zu können.

4.2. Eingangsvektor

Als Eingangsgröße \underline{u} werden die Messungen des INS verwendet, da dessen Messungen deutlich hochfrequenter (ca. 100 Hz ggü. ca. 1 Hz) und mit deutlich weniger Rauschen als die des GNSS-Empfängers vorliegen.

$$(20) \quad \underline{u} = (a_x \ a_y \ a_z \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z)^T$$

Der Eingangsvektor \underline{u} besteht aus den gemessenen Vektoren der Drehraten (ω_x , ω_y , ω_z) und der Beschleunigungen (a_x , a_y , a_z). Aus diesen Messungen kann über zwei gekoppelte Differentialgleichungen eine Position berechnet werden (vgl. [4]).

4.3. Messungen

Das Satellitennavigationssystem wird als Messung im Navigationsfilter verwendet, da die Update-Rate hier deutlich geringer als beim INS ausfällt und sich hier auch ein Messrauschen deutlicher bemerkbar macht. Um neben der Position auch die Geschwindigkeit des Luftfahrzeuges stützen zu können, werden zwei verschiedene Messungen des GNSS-Empfängers verwendet: die GBAS korrigierte Pseudorange PSR und die Dopplerfrequenzverschiebung DF . Durch die zwei verschiedenen Messwerte des Satellitennavigationssystems müssen allerdings auch zwei verschiedene Messfunktionen im Navigationsfilter benutzt werden, um aus den Rohdaten auf die Position und Geschwindigkeit des Luftfahrzeuges schließen zu können.

Die Stützung der Position geschieht durch die GBAS korrigierten Pseudoranges. Die zugehörige Messfunktion setzt sich aus der geometrischen Schrägentfernung

$$(21) \quad \rho = \sqrt{(x_U - x_{SV})^2 + (y_U - y_{SV})^2 + (z_U - z_{SV})^2}$$

dem Empfängeruhrenfehler Δt sowie dem Restfehler ε zusammen:

$$(22) \quad PSR = \rho + \Delta t + \varepsilon$$

GNSS-Empfänger messen dann die Pseudoranges zu den einzelnen Satelliten, sodass sich ein Gleichungssystem ergibt, welches gelöst werden kann, wenn eine ausreichende Anzahl von Pseudorangemessungen vorliegt. Dabei ist die Position der Satelliten (x_{SV} , y_{SV} , z_{SV}) aus den

Ephemeridendaten bekannt, sodass nur die Nutzerposition (x_U, y_U, z_U) und der Empfängeruhrenfehler (Δt) unbekannt sind. Bei weniger als vier Pseudorangemessungen ist dieses Gleichungssystem daher unterbestimmt und kann nicht gelöst werden. Bei vier vorhandenen Pseudorangemessungen kann das Gleichungssystem exakt berechnet werden. Stehen mehr als vier Messungen zur Verfügung, so ist das Gleichungssystem überbestimmt und nicht direkt lösbar. Die Position kann in diesem Fall zum Beispiel mit einem Least-Squares – Verfahren berechnet werden.

Die Geschwindigkeit wird über die Dopplerfrequenzverschiebung gestützt. Diese entsteht durch die unterschiedlichen Geschwindigkeiten in Sichtrichtung von Nutzer und Satellit:

$$(23) \quad DF = \frac{\mathbf{v}_{rel}^T \cdot \mathbf{a}}{\lambda_{L1}}$$

Die vektorielle Differenzgeschwindigkeit

$$(24) \quad \mathbf{v}_{rel} = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} v_{SV,x} \\ v_{SV,y} \\ v_{SV,z} \end{pmatrix}$$

wird dazu skalar mit dem Einheitsvektor der Sichtlinie zwischen Satellit und Empfänger

$$(25) \quad \mathbf{a} = \frac{\mathbf{x}_U - \mathbf{x}_{SV}}{|\mathbf{x}_U - \mathbf{x}_{SV}|}$$

multipliziert und durch die Wellenlänge des verwendeten Signals geteilt, im Falle der L1-Frequenz also $\lambda_{L1} = 19,05 \text{ cm}$.

Da es sich bei den Messgleichungen (22) und (23), die im Folgenden mit $h(\mathbf{x})$ bezeichnet werden, jedoch um nichtlineare Gleichungen handelt, sollte das originale diskrete KALMAN-Filter [7] nicht verwendet werden. Stattdessen werden bei diesem Navigationsfilter Algorithmen wie das *Extended Kalman Filter* (EKF) oder das *Unscented Kalman Filter* (UKF) verwendet, die auf nichtlineare Probleme angewendet werden können.

4.4. Extended Kalman Filter

Das EKF kann mit nichtlinearen Gleichungen arbeiten, indem im Prädiktionsschritt eine Linearisierung am jeweiligen Arbeitspunkt durchgeführt wird. Diese Linearisierung erfolgt über die sogenannte Jacobi-Matrix, in der die jeweilige Messgleichung $h(\mathbf{x})$ nach allen Komponenten des Zustandsvektors abgeleitet wird:

$$(26) \quad H_{k[i,j]} = \frac{\partial}{\partial x_j} h_i(\hat{\mathbf{x}}_k, \mathbf{0})$$

Für n Messungen ergibt sich somit mit zwei verschiedenen Messungen die folgende Messmatrix:

$$(27) \quad H = \begin{bmatrix} \left(\frac{\partial PSR}{\partial \varphi} \right)_1 & \left(\frac{\partial PSR}{\partial \lambda} \right)_1 & \left(\frac{\partial PSR}{\partial h} \right)_1 & \left(\frac{\partial PSR}{\partial u} \right)_1 & \left(\frac{\partial PSR}{\partial v} \right)_1 & \left(\frac{\partial PSR}{\partial w} \right)_1 & \dots & \left(\frac{\partial PSR}{\partial \Delta t} \right)_1 \\ \left(\frac{\partial DF}{\partial \varphi} \right)_1 & \left(\frac{\partial DF}{\partial \lambda} \right)_1 & \left(\frac{\partial DF}{\partial h} \right)_1 & \left(\frac{\partial DF}{\partial u} \right)_1 & \left(\frac{\partial DF}{\partial v} \right)_1 & \left(\frac{\partial DF}{\partial w} \right)_1 & \dots & \left(\frac{\partial DF}{\partial \Delta t} \right)_1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \left(\frac{\partial PSR}{\partial \varphi} \right)_n & \left(\frac{\partial PSR}{\partial \lambda} \right)_n & \left(\frac{\partial PSR}{\partial h} \right)_n & \left(\frac{\partial PSR}{\partial u} \right)_n & \left(\frac{\partial PSR}{\partial v} \right)_n & \left(\frac{\partial PSR}{\partial w} \right)_n & \dots & \left(\frac{\partial PSR}{\partial \Delta t} \right)_n \\ \left(\frac{\partial DF}{\partial \varphi} \right)_n & \left(\frac{\partial DF}{\partial \lambda} \right)_n & \left(\frac{\partial DF}{\partial h} \right)_n & \left(\frac{\partial DF}{\partial u} \right)_n & \left(\frac{\partial DF}{\partial v} \right)_n & \left(\frac{\partial DF}{\partial w} \right)_n & \dots & \left(\frac{\partial DF}{\partial \Delta t} \right)_n \end{bmatrix}$$

Bei der Berechnung dieser Ableitungen müssen auch die Koordinaten mitbetrachtet werden, da die Messgleichungen (22) und (23) in kartesischen ECEF-Koordinaten (*Earth-Centered-Earth-Fixed*) definiert sind, der Zustandsvektor jedoch die Position im WGS84-Koordinatensystem und die Geschwindigkeit im geodätischen NED-Koordinatensystem vorhält. So muss bei der Berechnung der partiellen Ableitungen beachtet werden, dass beide Funktionen nach allen Variablen differenziert werden müssen:

$$(28) \quad \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \beta} \right) = \sum_i \left(\frac{\partial \alpha}{\partial x_i} \right) \cdot \left(\frac{\partial x_i}{\partial \beta} \right)$$

Am Beispiel des Terms

$$(29) \quad \left(\frac{\partial DF}{\partial \varphi} \right) = \left(\frac{\partial DF}{\partial x} \cdot \frac{\partial x}{\partial \varphi} \right) + \left(\frac{\partial DF}{\partial y} \cdot \frac{\partial y}{\partial \varphi} \right) + \left(\frac{\partial DF}{\partial z} \cdot \frac{\partial z}{\partial \varphi} \right) + \left(\frac{\partial DF}{\partial u} \cdot \frac{\partial u}{\partial \varphi} \right) + \left(\frac{\partial DF}{\partial v} \cdot \frac{\partial v}{\partial \varphi} \right) + \left(\frac{\partial DF}{\partial w} \cdot \frac{\partial w}{\partial \varphi} \right)$$

wird deutlich, dass die Berechnung der Jacobi-Matrix durch die verschiedenen Koordinatentransformationen mit viel Aufwand verbunden ist.

4.5. Unscented Kalman Filter

Eine andere Möglichkeit zur Nutzung einer nichtlinearen Gleichung in einem KALMAN-Filter ist das *Unscented Kalman Filter* [8]. Dieses beruht auf der sog. *Unscented Transformation* (UT, siehe BILD 5) und gehört zur Familie der *Sigma-Point Kalman Filter* (SPKF).

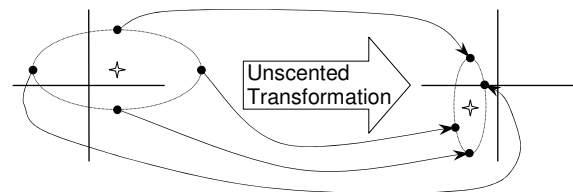


BILD 5. Prinzip der Unscented Transformation (nach [6])

Hier wird auf eine Linearisierung der Messgleichung verzichtet und stattdessen direkt mit der nichtlinearen Gleichung gerechnet. Zu diesem Zweck werden zunächst systematisch einige Punkte im Zustandsraum erzeugt. Diese *Sigma-Punkte* werden so gewählt, dass der Mittelwert dem Ausgangszustand entspricht und die Standardabweichung die Ungenauigkeit des Zustandes repräsentiert. Dann wird auf die nichtlineare Funktion auf alle so erzeugten *Sigma-Punkte* angewendet, sodass sich eine Menge transformierter Punkte bildet. Durch das Berech-

nen des Mittelwertes und der Standardabweichung dieser transformierten Punkte kann die Transformation genauer berechnet werden als im Falle einer Linearisierung. Durch die vielen zu transformierenden Punkte arbeitet das UKF jedoch langsamer als ein EKF. Dafür liefert die Verarbeitung in einem UKF gerade bei hochdynamischen Flugversuchen tendenziell bessere Ergebnisse [10].

5. IMPLEMENTATION DES NAVIGATIONSFILTERS

Das vorgestellte Navigationsfilter wurde in die Navigationsumgebung *TriPos* des Instituts für Flugführung implementiert. *TriPos* ist ein C++ Framework, mit dem verschiedenste Navigationsrechnungen im Post-Process durchgeführt werden können. Hierfür existiert mit dem *TriPosNavigator* (BILD 6) eine graphische Oberfläche, die verschiedene Navigationsprinzipien flexibel miteinander kombinieren kann. Um die Flexibilität des Programms zu erhalten, wurden die GBAS-Funktionalitäten getrennt vom direkten Koppelfilter implementiert. Dadurch können beide Systeme getrennt und unabhängig voneinander eingesetzt werden. Auch konnten die Einzelsysteme so unabhängig voneinander getestet werden, wodurch schon während der Entwicklung eine Überprüfung des Codes möglich war.

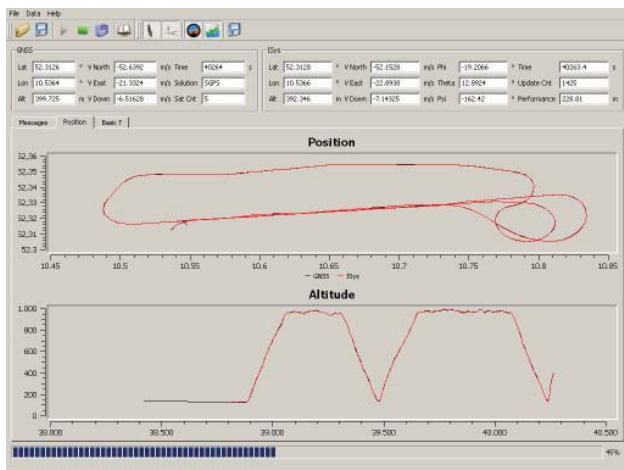


BILD 6. TriPosNavigator (Screenshot)

Auch konnte das direkte Koppelfilter bereits während der Entwicklung ausgiebig getestet werden, da in *TriPos* bereits seit längerer Zeit verschiedene Kopplungsalgorithmen zur Kombination von GNSS und INS im Fehlerzustand implementiert sind. Mit diesen etablierten und erprobten Filtern konnte das neue direkte Kopplungsfilter dank aufgezeichneter Versuchsdaten einfach verglichen werden.

Das GBAS-Subsystem basiert auf der Basisklasse eines herkömmlichen GNSS-Empfängers. Damit lässt es sich auf der einen Seite identisch ansprechen, zum anderen können durch das Bilden von GNSS-Empfänger-Ketten verschiedene GNSS-Empfänger für GBAS genutzt werden. Zur Korrektur der empfangenen GNSS-Rohdaten und zur Berechnung der Flugpfadablagen und der Protection Level besitzt der GBAS-Empfänger noch zusätzlich eine Schnittstelle zur Dekodierung von GBAS-VDB-Nachrichten.

6. ERPROBUNG IM FLUGVERSUCH



BILD 7. Versuchsflugzeug Dornier Do 128-6 (D-IBUF)

Zur Verifikation des Navigationsfilters wurden die aufgezeichneten Daten eines Flugversuchs im Post-Processing mit diesem Filter ausgewertet. Es handelt sich dabei um einen Versuchsflug, der am Flughafen Braunschweig mit der Versuchsmaschine „D-IBUF“ des Instituts für Flugführung durchgeführt wurde, siehe BILD 7.

Diese Versuchsmaschine vom Typ Dornier Do 128-6 war für diesen Flugversuch mit mehreren GPS-Empfängern, verschiedenen inertialen Messeinheiten, einem Telerad VDB-Empfänger sowie einem *Multimode-Receiver* (MMR) ausgestattet. Die Messungen dieser Geräte wurden während des Fluges aufgezeichnet und standen somit dann für das anschließende Post-Processing im *TriPosNavigator* zur Verfügung.

In Deutschland wird momentan lediglich am Flughafen Bremen eine GBAS-Bodenstation betrieben, die operationell genutzt werden kann. Um GBAS auch in Braunschweig zu testen, wurde eine von der russischen Firma NPPF-Spectr temporär im Institut für Flugführung installierte GBAS-Bodenstation verwendet (siehe BILD 8). Da diese nur experimentell genutzt wurde, konnte lediglich eine kleine Sendeantenne verwendet werden. Dadurch kam es – gerade außerhalb des Endanfluges – zu gravierenden Empfangsproblemen im Luftfahrzeug. Deswegen wurden die übermittelten VDB-Korrekturen am Boden aufgezeichnet und standen somit im Post-Process zur Verfügung.



BILD 8. Experimentelle GBAS-Bodenstation am Institut für Flugführung der TU Braunschweig

Der Flugversuch fand am 13. Mai 2008 am Forschungsflughafen Braunschweig statt, die geflogene Trajektorie des Fluges ist in BILD 9 dargestellt.

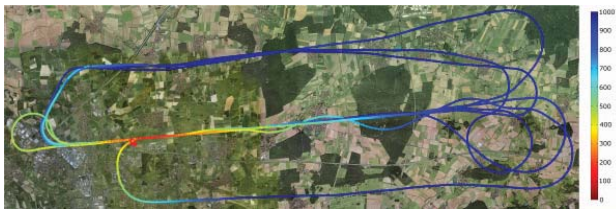


BILD 9. Trajektorie des Flugversuches vom 13.05.2008

Primäres Ziel dieses Versuchsfluges war es, ein Vergleich des ILS mit GBAS zu ermöglichen. Daher wurden insgesamt fünf Anflüge auf die Piste 26 des Flughafens Braunschweig durchgeführt und die Abweichungen zwischen dem ILS und GBAS bestimmt. Da sämtliche ermittelten Daten vom Bordsystem aufgezeichnet wurden, bildeten die Rohdaten der verschiedenen Systeme die Grundlage für das anschließende Post-Processing, in dem auch das hier hergeleitete Navigationsfilter getestet wurde.

6.1. Simulationsszenario

Das Ziel der Auswertung der aufgezeichneten Flugversuchsdaten lag im Test des entwickelten Navigationsfilters. Erstes Ziel dieser Auswertung war, die Funktion des Navigationsfilters beim Ausfall der GNSS-Stützzinformationen zu überprüfen. Die Genauigkeit der Berechnung war dabei nur sekundär, sodass auf eine Optimierung der Filterparameter verzichtet wurde. Daher sind bei entsprechenden Optimierungen deutliche Verbesserungen in der Performance des Navigationsfilters zu erwarten.

Bei GBAS-Anflügen ist der Endanflug die Flugphase, die am kritischsten auf eine genaue Positionsbestimmung angewiesen ist und daher die höchsten Integritätsanforderungen stellt. So wurde zunächst ein Szenario erstellt, in dem in den fünf Endanflügen der komplette GNSS-Empfang unterdrückt wird. Die Dauer dieser Abschattung wurde dabei so gewählt, dass mit jedem weiteren Anflug eine längere Abschattung simuliert wird (siehe TAB 2).

Anflug Nr.	Beginn	Ende	Dauer
1	212249 s	212279 s	30 s
2	212993 s	213038 s	45 s
3	213637 s	213697 s	60 s
4	214278 s	214368 s	90 s
5	214973 s	215093 s	120 s

TAB 2. Simulierte GNSS-Abschattungen im Flugversuch

In BILD 10 sind im Höhenverlauf des Flugversuches zusätzlich die simulierten GNSS-Abschattungen dargestellt.

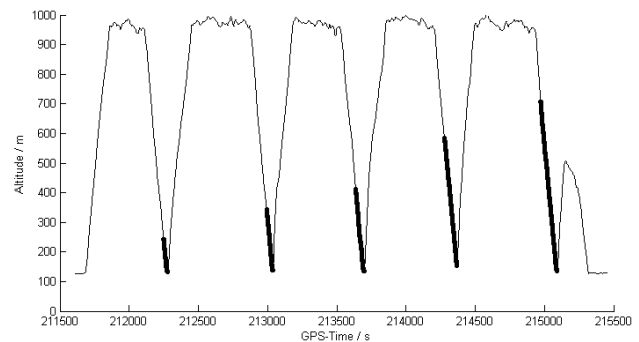


BILD 10. Höhenverlauf des Versuchsfluges mit simulierten GNSS-Abschattungen

Durch diese Abschattungen konnte danach überprüft werden, wie lange das Navigationsfilter in diesen Phasen ohne GNSS-Stützung noch innerhalb der Vorschriften für einen CAT I-Endanflug funktionierte.

6.2. Fehlerdefinition

Um eine Vergleichbarkeit von verschiedenen Systemen zu ermöglichen, müssen zunächst genaue Kriterien definiert werden. Bei Navigationssystemen sind dies die in BILD 11 dargestellten Fehler.

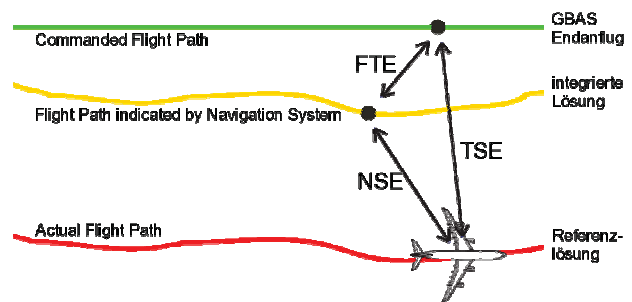


BILD 11. Definition der Fehler im Flug

Ausgangspunkt für die Fehlerbetrachtung ist der *Commanded Flight Path* (CFP). Dies ist der Flugpfad, wie er vom Luftfahrzeug abgeflogen werden sollte, in diesem Fall also der veröffentlichte GBAS-Endanflug.

Dem gegenüber steht mit dem *Actual Flight Path* (AFP) der tatsächlich geflogene Flugpfad. Bei den Flugversuchsdaten wurde hierfür eine hochgenaue differentielle Phasenlösung (PDGPS) mit *TriPos* errechnet. Hierzu wurden die aufgezeichneten Daten eines stationären Referenzempfängers am Institut für Flugführung verwendet. Der Unterschied zwischen dem AFP und dem CFP wird als *Total System Error* (TSE) bezeichnet und ist ein Maß, wie gut das Gesamtsystem aus Pilot und Navigationssystem dem Soll-Flugpfad folgen konnte.

Zuletzt wird noch der durch das Navigationssystem errechnete *Flight Path indicated by Navigation System* eingeführt. Der Unterschied, der zwischen dem realen und dem ermittelten Flugpfad beobachtet werden kann, wird als *Navigation System Error* (NSE) bezeichnet und ist ein Maß für die Genauigkeit des Navigationssystems. Anhand des NSE kann somit überprüft werden, wie lange das Navigationsfilter auch ohne Stützung durch ein Satellitennavigationssystem in der Toleranzgrenze für einen CAT I-Anflug bleibt.

Die Differenz aus NSE und TSE wird als *Flight Technical Error* (FTE) bezeichnet und gibt die Fähigkeit des Piloten bzw. des Flugreglers wieder, den erwünschten Flugpfad abzufliegen.

7. ERGEBNISSE

Aus dem Vergleich zwischen dem realen und dem durch das Navigationssystem ermitteltem Fehler wurde dann der NSE für den Versuchsflug errechnet. Für den horizontalen NSE (H-NSE) ergab sich der Verlauf aus BILD 12.

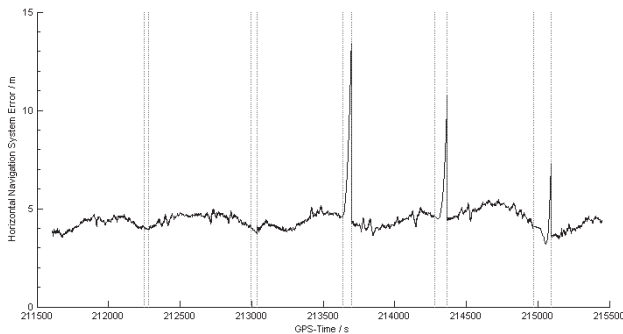


BILD 12. Horizontal Navigation System Error bei Abschattungen

Zunächst fällt hier – von den Abschattungen abgesehen – auf, dass das durchgehende Niveau der Fehler mit ca. 4 m recht hoch ist. Dies kann durch die experimentelle GBAS-Bodenstation erklärt werden, deren eigentliches Ziel im Test der Interoperabilität lag. Daher wurde auf eine genaue Vermessung der Anlage verzichtet.

Im Bereich der Abschattungen fällt auf, dass das Navigationsfilter die beiden ersten Abschattungen (30 s und 45 s) sehr gut meistert, danach jedoch deutliche Fehler zutage treten. Im dritten Anflug wächst der horizontale Fehler bis auf ca. 13 m an. Aber selbst in diesem Fall hätte der Anflug fortgesetzt werden können, da dieser H-NSE noch unterhalb des *Horizontal Alert Limit* für CAT I liegt, das nach [2] für den letzten Teil des Endanfluges mit 40 m angesetzt ist. Auch wird deutlich, dass nach dem dritten Anflug die Fehler kleiner werden auch wenn die Dauer der Abschattung zunimmt. Dies kann zumindest teilweise durch die fehlende Optimierung des Filters erklärt werden.

8. ZUSAMMENFASSUNG UND FAZIT

Nach einer Einführung in die verwendeten Schlüsseltechnologien wurde zunächst dargestellt, aus welchem Grund es sinnvoll ist, GBAS mit einem Inertialnavigationssystem zu stützen. Es wurde dafür ein direktes Koppelfilter mit Rohdatenstützung entwickelt, welches zusammen mit einem GBAS-Subsystem in der Navigationsumgebung des Instituts für Flugführung implementiert wurde. Zur Validierung dieses Ansatzes wurden anhand von Flugversuchsdaten im Post-Process ausgewertet, für welchen Zeitraum das Navigationsfilter ohne Stützung des Satellitennavigationssystems den Anflug innerhalb der für CAT I-Anflüge geltenden Limits fortsetzen konnte. Auch wenn sich in den Ergebnissen große Schwankungen wieder fanden, so lässt sich doch festhalten, dass im Simulationsszenario das Fortsetzen des Anfluges möglich gewesen wäre. Wird nun berücksichtigt, dass keine Optimierung der Filterparameter durchgeführt wurde, wird zumin-

dest deutlich, dass der Ansatz im Vergleich zum ungestützten GBAS eine größere Integrität liefern kann. Für den Nachweis der erzielten Integrität müssten jedoch noch weitere aufwändige Tests mit *Worst-Case* - Szenarios durchgeführt werden. Momentan wird am Institut für Flugführung daran gearbeitet, das direkte Koppelfilter in einen *Autonomous Integrity Monitoring* – Algorithmus (AIM) zu integrieren und so durch verschiedene Filterbanken eine weitergehende Integritätssteigerung erreichen zu können.

9. DANKSAGUNGEN

Dieser Beitrag entstand als Studienarbeit am Institut für Flugführung der TU Braunschweig. Daher möchte ich besonders meinen Betreuern, den Herren Dipl.-Ing. Meiko Steen und Thomas Feuerle, für die Unterstützung beim Anfertigen dieser Arbeit danken. Der Flugversuch wurde im Rahmen des Forschungsprojektes UniTaS IV durchgeführt. Dieses wird aus Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Technologie (BMWi) durch die Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) gefördert (FKZ 50NA 0734).

10. LITERATUR

- [1] G. Bishop and G. Welch: **An introduction to the Kalman filter**, Department of Computer Science, University of North Carolina at Chapel Hill, 2003
- [2] EUROCAE: **ED-114: Minimum Operational Performance Specification for Global Navigation Satellite Ground Based Augmentation System Ground Equipment to Support Category I Operations**, 2003
- [3] T. Feuerle: **GBAS: Flugversuche und Datenauswertung am Institut für Flugführung der TU Braunschweig**, Proceedings zum Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress, 06.-09.11.2006, Braunschweig, 2006
- [4] B. Hofmann-Wellenhof, K. Legat, and M. Wieser: **Navigation: Principles of Positioning and Guidance**, Springer, 2003
- [5] ICAO: **Annex 10, Aeronautical Telecommunications, Volume 1, Radio Navigation Aids**, Sixth edition, 2006
- [6] S. J. Julier and J. K. Uhlmann: **A new extension of the kalman filter to nonlinear systems**, Int. Symp. Aerospace/Defense Sensing, Simul. and Controls, 1997
- [7] R. E. Kalman: **A new approach to linear filtering and prediction problems**, Journal of Basic Engineering, 1960
- [8] R. van der Merwe: **Sigma-Point Kalman Filters for Probabilistic Inference in Dynamic State-Space Models**, PhD thesis, OGI School of Science & Engineering at Oregon Health & Science University, 2004
- [9] M. Steen, T. Feuerle, U. Bestmann, M. Stanisak and P. Hecker: **Continuity and Integrity Aspects of an Integrated GBAS-INS Navigation System**, Proceedings zur ION GNSS, 16.-19.09.2008, Savannah GA, 2008
- [10] M. Steen, A. Sasse, U. Bestmann, M. Becker and P. Hecker: **Performance Evaluation of Extended and Unscented Kalman Filter in a high Dynamic Environment on Flight Trials**, Proceedings zur ION GNSS, 25.-28.09.2007, Fort Worth TX, 2007