

Mehrwegeausbreitung bei Navigationssystemen¹ – ein universeller Ansatz zur EMV-Analyse mit skalierten Messungen

Dr.-Ing. Robert Geise, Dipl.-Ing. Björn Neubauer, Dipl.-Ing. Georg Zimmer,
Prof. Dr. Achim Enders, Technische Universität Braunschweig, Institut für EMV

1. Einleitung

Für Navigationssysteme bedeutet Mehrwegeausbreitung immer eine Abweichung vom idealen Betriebszustand, die zwangsläufig eine Verfälschung der Navigationsinformation beinhaltet.

Bekannte und relevante Unverträglichkeitsszenarien sind z.B. beim Instrumenten-Lande-System (ILS) durch Reflexionen auf dem Flughafengelände selbst gegeben, wie z.B. durch Gebäude oder insbesondere rollende ("taxiing") Flugzeuge in der Nähe der Landebahnen.

Als aktuelle und vor dem Hintergrund der Energiewende besonders relevante Störszenarien sind für das Drehfunkfeuer (VOR) und Primärradare sich drehende Windräder zu nennen.

Die Problematik der genannten Unverträglichkeitsszenarien besteht darin, dass die Umgebungen (mehrere 10 km) und die Parametervielfalt, in denen entsprechende Untersuchungen angestellt werden müssten, so groß sind, dass unmöglich alle Einflüsse für den Worst-Case-Fall erfasst werden können. Darüber hinaus sind genannte Reflexionsobjekte elektrisch so groß, dass auch heutige Simulationswerkzeuge allenfalls nur Näherungslösungen liefern.

Insbesondere für Szenarien mit drehenden Windrädern, bei denen Dopplerverschiebungen ursächlich für Navigationsfehler sind, gibt es bisher keine verifizierten simulationstechnischen Ansätze, in denen dieser nicht stationäre Fall berücksichtigt werden kann.

Dieser Beitrag beschreibt einen universellen, messtechnisch verifizierten Ansatz, mit dem EMV-Analysen für oben genannte bzw. sogar beliebige Navigationssysteme in einer verkleinerten Messumgebung mit nahezu uneingeschränkter Flexibilität durchgeführt werden können. Die Skalierung beinhaltet dabei nicht nur das Verkleinern der Reflexionsobjekte selbst, sondern vielmehr die Nachbildung der betroffenen Navigationssysteme bei entsprechend höherer Frequenz; im hier beschriebenen Ansatz für das ILS und das Drehfunkfeuer bei 16 GHz. Die ingenieurtechnische Schwierigkeit besteht in der getreuen Nachbildung der Abstrahlcharakteristik und der eigentlichen Navigationsinformation des Originalsystems.

Generelle Überlegungen zur Skalierung von Navigationssystemen

Zunächst sei im Folgenden dargestellt, worin die eigentliche Funktionsweise von Navigationssystemen generell besteht, um daraus einen universellen Ansatz für deren Skalierung abzuleiten. Obwohl die technische Umsetzung von Navigationssystemen - wie z.B. dem Instrumenten-Lande-System (ILS), dem Drehfunkfeuer (VOR), dem Primärradar und auch dem Mikrowellenlandesystem - hinsichtlich Frequenz, Modulationsart, Abstrahlcharakteristik, etc. - grundlegend unterschiedlich ist, ist die gemeinsame Eigen-

¹ Dieses Forschungsvorhaben wird gefördert durch das Ministerium für Bildung und Forschung im Rahmen der Förderinitiative "Validierung des Innovationspotenzials wissenschaftlicher Forschung", FKZ 03V253.

schaft genannter Systeme, dass sie eine räumlich differentielle Ortsinformation zur Verfügung stellen.

Eben diese wird durch Abstrahlcharakteristiken einer Vielzahl von zeitabhängigen Antennenzuständen generiert und weist dabei räumlich differentielle Unterscheidungsmerkmale auf, die im Wesentlichen darin bestehen, dass in verschiedenen Raumrichtungen auch verschiedene Amplituden-, Frequenz-, oder Phaseninformationen messbar sind. Das ILS z.B. enthält die Navigationsinformation der idealen horizontalen und vertikalen Anflugwinkel und stellt diese durch amplitudenmodulierte Gruppenantennen bereit, wobei je nach Abweichung zu den idealen Anflugwinkeln unterschiedliche Amplitudenverhältnisse messbar sind. Die detaillierte Funktionsweise des ILS wird an dieser Stelle nicht beschrieben, stattdessen sei auf [1] und das entsprechende Beispiel in Abschnitt 3 verwiesen. Das Drehfunkfeuer als zweites Beispiel in diesem Beitrag hingegen stellt je nach Winkel zur Nordrichtung eines Empfängers variable Phasenwinkel bereit. Auch bzgl. des Drehfunkfeuers sei für eine genaue Beschreibung seiner Funktionsweise z.B. [2] genannt. Als klassisches, wahrscheinlich anschaulichstes Beispiel ist hier das Primärradar zu nennen, welches durch seine mechanische Drehung zeitabhängige räumlich variierende Abstrahlwinkel mit entsprechender Navigationsinformation generiert.

Für die Skalierung von Navigationssystemen ist es also ausreichend, die eigentliche Navigationsinformation darauf zu reduzieren, welche unterschiedlichen Antennenzustände bzgl. Amplitude, Frequenz bzw. Phase zu unterschiedlichen Zeitpunkten am zeitlich variablen Ort des Empfängers vorliegen. Insbesondere ist man bei der Frage von Mehrwegeausbreitung von Navigationssignalen ohnehin auch nur an der Verfälschung eines differentiellen Navigationssignals interessiert, bei der das Absolutmaß eines Navigationssignals unwesentlich ist.

Prinzipiell ist es technisch auch möglich, bei der Skalierung von Navigationssystemen die jeweilige Modulationsart bzw. die Codierung der Navigationsinformation beizubehalten, d.h., ohne dass oben genannter Abstraktionsschritt vollzogen würde. Dieses Vorgehen stellt einerseits entsprechend hohe technische Anforderungen an die Sende- und Messtechnik bei den deutlich höheren Frequenzen. Andererseits ist ein bereits für ein Navigationssystem validiertes Verfahren mit genannter Abstraktion eine viel universellere Ausgangsbasis, um eben auch andere, bzw. beliebige Navigationssysteme in eine skalierte Messumgebung zu übertragen.

Der wesentliche Ansatz zu einer universellen Skalierung beliebiger Navigationssysteme und deren Beeinträchtigung bei Mehrwegeausbreitung besteht also darin, unterschiedliche zeitabhängige Antennenzustände bzw. Sendesignale unterscheidbar zu machen. Dieses Verfahren wird im Folgenden beschrieben.

2. Hardwarearchitektur und Codierung von Navigationssignalbestandteilen

Ursprüngliche Navigationssysteme sollen in eine universelle Hardwarearchitektur bei entsprechend skalierten höheren Frequenzen überführt werden. In [1] wurde im Kontext des Instrumenten-Lande-Systems ein Skalierungsfaktor von 1:144 ausgewählt. Einerseits sind in diesem Maßstab herkömmliche Modelle unterschiedlicher Flugzeugtypen verfügbar, andererseits sind im skalierten Frequenzbereich um die 16 GHz (für Drehfunkfeuer und ILS) erforderliche HF-Komponenten mit entsprechender Performance wie z.B. Ausgangsleistung verfügbar. Die universelle Hardwarearchitektur sieht dabei zunächst vor, in unterschiedliche Raumrichtungen unterschiedliche Navigationssignalbe-

standteile mit einer unmodulierten festen Trägerfrequenz abstrahlen, die empfangsseitig eindeutig identifizierbar sind, und zwar ohne dass es einer Synchronisation zwischen Sender und Empfänger bedarf. Gerade diese stellt im Bereich des sogenannten Channel-Soundings nicht nur hohe technische Anforderungen, sie führt auch durchaus zu erheblichen Einschränkungen bzgl. der Mobilität des Empfängers. Die Anzahl der unterschiedlichen Raumrichtungen bzw. Sendeantennen eines skalierten Navigationssystems variiert je nachdem, welches reale Navigationssystem nachgebildet werden soll. Der Landekurs eines skalierten ILS lässt sich mit nur zwei Raumrichtungen bzw. Sendeantennen realisieren, während das Drehfunkfeuer eine deutlich größere Anzahl von wenigstens zwölf Antennen wie in dem hier gezeigten VOR-Demonstrator erfordert. Einzelne Navigationssignalbestandteile sollen durch eine Codierung im Zeitbereich kenntlich gemacht werden, so dass eine aufwändige Modulation von Trägersignalen entfallen kann. Die wesentliche Codierungsidee hierbei ist, dass einzelnen Navigationssignalbestandteilen eine charakteristische vorlaufende Sendepause bzw. Sendedauer zugeordnet wird. Eine ausführliche und weitere Beschreibung dieser Idee ist in [3] zu finden. In der Hardwarearchitektur, schematisch dargestellt in Bild 1, wird dabei sichergestellt, dass jeweils nur eine Signalkomponente abgestrahlt wird. Die Ansteuerung der unterschiedlichen Sendeantennen und die Realisierung ihrer charakteristischen Pausendauern werden durch eine Schaltmatrix erzeugt, die aus ggf. mehreren kaskadierten 1 auf 4 Schaltern besteht. Die Pause wird mit einem geschalteten 50 Ω -Abschluss realisiert, um Einschaltvorgänge des Oszillators und damit verbundene unerwünschte Seitenbänder zu verhindern.

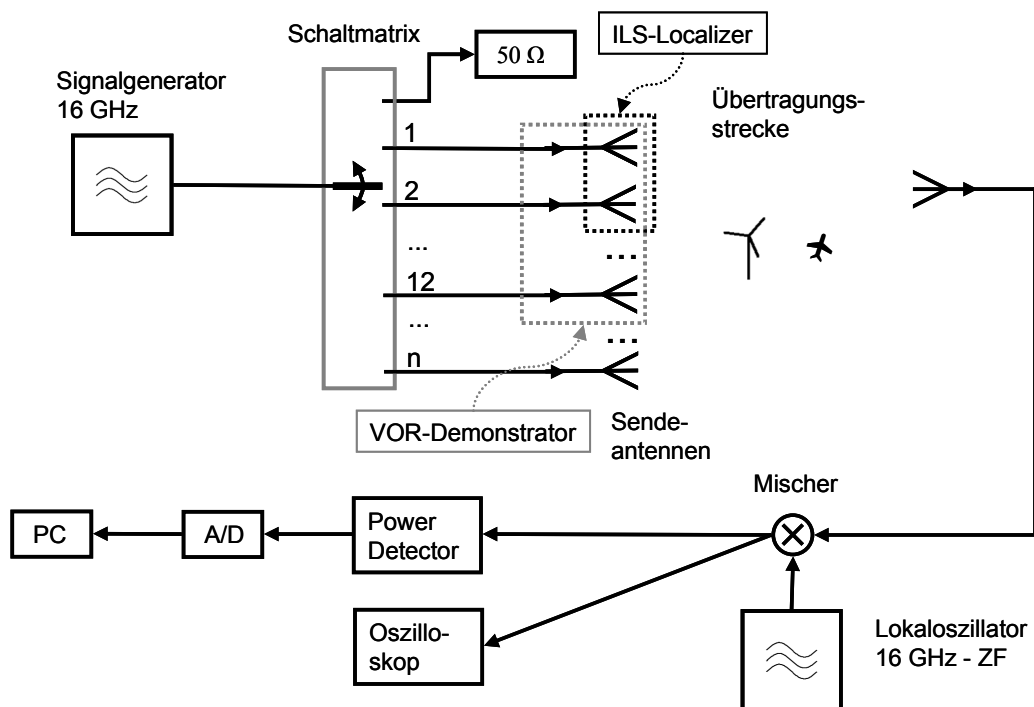


Bild 1: Grundsätzliche Hardwarearchitektur des Senders und des Empfängers. Für den konkreten Messaufbau sind zur Pegelanpassung zusätzliche Verstärker sowie Tief- und Bandpässe zur Filterung zu ergänzen.

Empfangsseitig erfolgt eine Herabmischung auf eine Zwischenfrequenz, die entweder in einem Power Detector (z. B. AD8362 von Analog Devices) oder mit einem Oszilloskop gemessen wird. Dabei eignet sich der Power Detector für schnelle Auswertung von Störungen der Amplitude, während ein Oszilloskop zur Messung von Dopplerverschiebun-

gen verwendet wird. Entsprechend unterschiedlich werden die Zwischenfrequenzen gewählt: Für den hier verwendeten Power Detector beträgt diese 200 MHz, für das Oszilloskop eher kleinere Zwischenfrequenzen wie 100 kHz, um die Zahl der notwendigen Messpunkte zu reduzieren. Die Auswertung und Trennung des Empfangssignals nach Sendeantennen erfolgt in beiden Fällen am Computer. Ein sehr robuster Auswertungscode ist hierfür bereits realisiert worden.

In Bild 1 ist nur der prinzipielle Aufbau dargestellt. Zur Anpassung der Dynamik können sendeseitig noch Verstärker oder empfangsseitig Vorverstärker eingefügt werden. Ergänzend kommen noch Band- und Tiefpässe in Betracht, um den Lokaloszillator des Mixers und Fremdsignale zu unterdrücken.

Bild 2 zeigt eine typische Messkurve eines skalierten Navigationssystems mit zwei Navigationsbestandteilen S1 und S2, wie sie bei einem skalierten ILS-Landekurs verwendet werden.

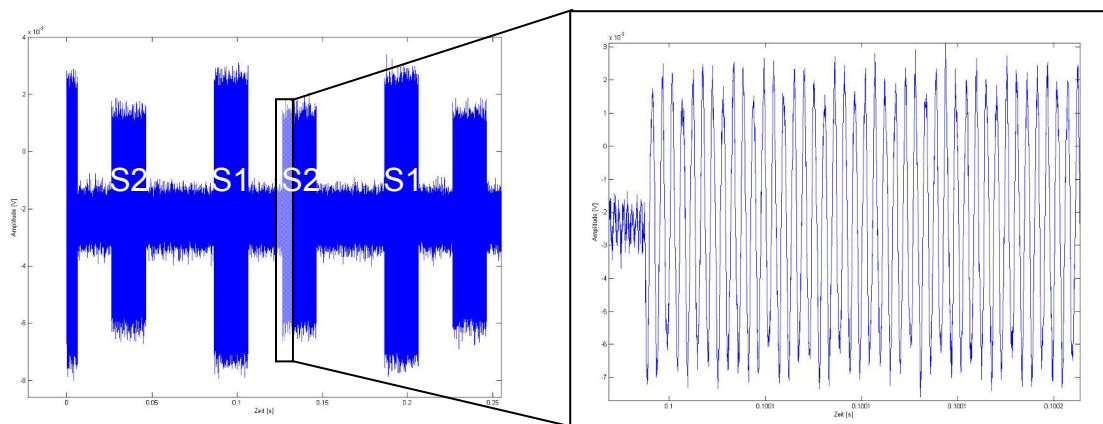


Bild 2: Empfangssignal als Überlagerung von Signalen (S1 und S2). Die unterschiedliche Pausendauer erlaubt die Trennung in die zwei Sendesignale.

Zu erkennen ist, dass sich die Navigationssignalbestandteile allein empfangsseitig durch die charakteristischen Pausendauern unterscheiden. Der Verlauf, lange Pause - Signal - kurze Pause kennzeichnet dabei Signal 1, während kurze Pause - Signal - lange Pause zur Zuordnung zu Signal 2 führen würde. Vergrößert ist zudem die Zwischenfrequenz, die innerhalb eines Sendeblocks sichtbar gemacht ist. Ihre Auswertung gibt Aufschluss über mögliche Dopplerverschiebungen des Übertragungskanals.

3. Skalierung des ILS-Landekurssenders

Das Instrumentenlandesystem besteht aus einem Signal für den Gleitwinkel (Glide Slope) und einem für den horizontalen Winkel zur Landebahn (Localizer). Letzterer, welcher durch Reflexionen an Flugzeugen auf Taxiways gestört werden kann, sendet ein Trägersignal um 110 MHz (skaliert ~ 16 GHz), welches mit 90 Hz und mit 150 Hz mit einer Gruppenantenne räumlich amplitudenmoduliert wird. In einem Versatzwinkel von etwa $\pm 1-2^\circ$ zur Landebahn hat jeweils eine der beiden Komponenten ihr Maximum, wobei entlang der Landebahnmitte beide Seitenbänder der Amplitudenmodulation gleich sind. Die differentielle Ortsinformation, die mit einem skalierten ILS nachzubilden ist, besteht also in der Differenz der beiden Seitenband-Amplituden (sogenanntes **ddm**=difference in **d**epth of **m**odulation), die über ein Trägersignal abgestrahlt werden. Dieses Träger-

signal, multipliziert mit den zwei unterschiedlichen Seitenbandcharakteristika, wird in o.a. Hardwarearchitektur umgesetzt, wobei die Abstrahlung dieser beiden Navigationssignalbestandteile mit einem geschlitzten Hohlleiter erfolgt. Ganz entscheidend ist hierbei, dass die individuelle Abstrahlcharakteristik des zu skalierenden ILS beibehalten bleibt. Da bei so großen Reflexionsobjekten wie Flugzeugen keine Fernfeldbedingungen vorliegen, hängt das Streuverhalten maßgeblich vom sogenannten Antennenabdruck auf dem Objekt ab, der sich deutlich vom ebenen Welleneinfall unterscheidet. Dieser Antennenabdruck wird übrigens nach Kenntnis der Autoren bei keinem derzeitigen Simulationsmodell berücksichtigt.

Die beiden Navigationssignalbestandteile S1 und S2 werden von unterschiedlichen Seiten in den Hohlleiter gespeist. Die Sendefrequenz wird dabei so gewählt, dass die Wellenlänge im Hohlleiter geringfügig kleiner als der Abstand der Hohlleiterelemente zueinander ist. Die Elemente weisen deshalb als phasengesteuerte Gruppenantenne einen Phasenversatz in ihrer Anregung auf, mit dem die Hauptabstrahlrichtung geringfügig variiert werden kann. Bei Änderung der Einspeisungsseite des Hohlleiters kehrt sich dieser Phasenversatz und auch der Abstrahlwinkel um. Damit stellt der Hohlleiter für jede Einspeisungsrichtung unterschiedliche Antennenzustände mit unterschiedlichen Abstrahlrichtungen dar.

Die Antennensynthese für ein vorgegebenes Antennendiagramm stellt prinzipiell eine diskrete inverse Fouriertransformation dar, die z.B. in [4] nachgeschlagen werden kann. Diese setzt allerdings immer voraus, dass die Einzelstrahler einer Gruppenantenne voneinander ideal entkoppelt sind. Je größer die Einzelstrahler untereinander verkoppeln, desto schlechter wird das Synthese-Ergebnis sein. Um hier aufwändige Kalibrierverfahren für inverse, schlecht konditionierte Probleme solcher Verkopplungen zu vermeiden, sind die Einzelstrahlelemente des Hohlleiters nur als schwach auskoppelnd ausgelegt, was in einer hervorragenden Design-Synthese-Qualität resultiert.

Ein weiterer Vorteil eines Hohlleiters gegenüber elektronisch gesteuerten Gruppenantennen ist, dass die Speisung der Einzelelemente bereits durch die Grundmode des Hohlleiters erfolgt. Die ausführliche Beschreibung eines modularen geschlitzten Hohlleiters ist [5] zu entnehmen. Folgende Abbildung zeigt, wie gut das Pattern eines ursprünglichen ILS mit dem modularen Hohlleitersystem bei einer skalierten Frequenz von 16 GHz nachgebildet werden kann.

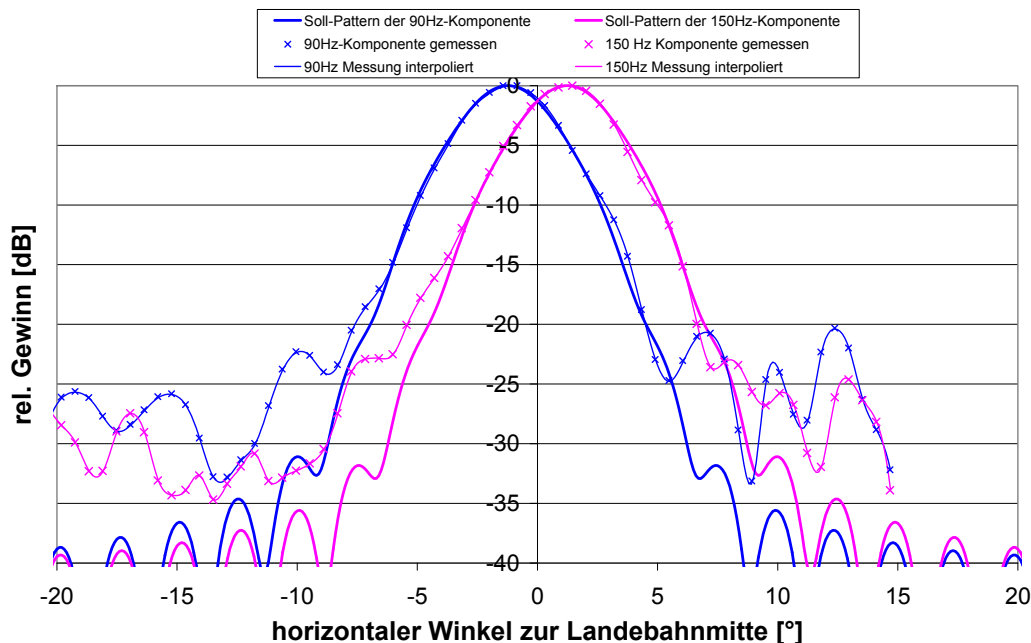


Bild 3: Vergleich zwischen zu synthetisierenden und gemessenem Antennenpattern

3.1 Untersuchung des Einflusses von Störobjekten auf das ILS

Flugzeuge nahe der Landebahn führen zu Mehrwegeausbreitung des ILS-Landekurs-Senders. Dabei wird das Sendesignal an den Störobjekten gestreut, und es kommt im Empfänger zur Überlagerung zwischen dem direkten und dem gestreuten Signalpfad. Der dreidimensionale Landeanflug wird in einer im Maßstab 1:144 skalierten Flughafenumgebung dabei durch einen Messwagen realisiert, der autonom auf Kunststoffschienen fährt, wie Bild 4 zeigt. Dabei bewegt sich der vertikal verfahrbare Empfänger auf einem vorgegebenen Gleitwegwinkel von $2,5^\circ$ nach unten.

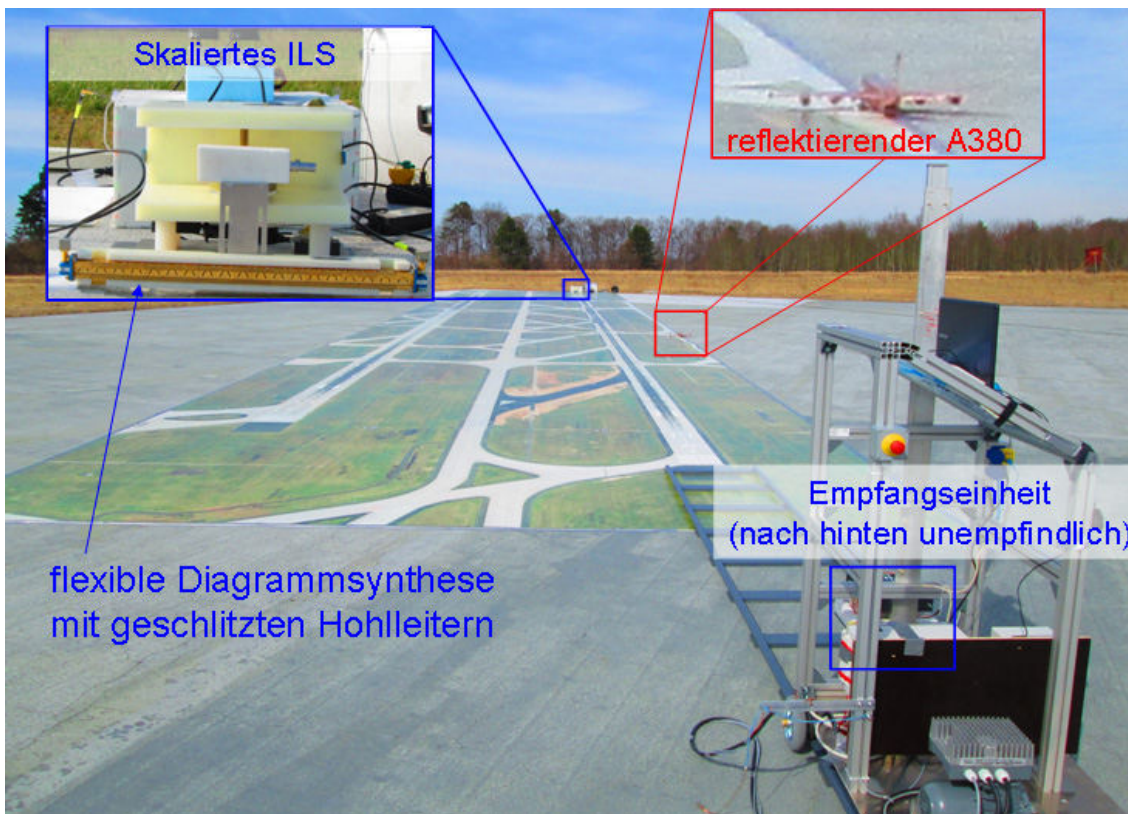


Bild 4: Skalierte Flughafenumgebung für Störszenarien des Instrumenten-Lande-Systems auf dem Freifeldgelände der Physikalisch-Technischen Bundesanstalt, Braunschweig

Durch das Bilden der Differenz der gemessenen Werte einer Fahrt mit Störobjekt zu Werten einer Fahrt ohne Störobjekt werden die Einflüsse der Messumgebung herauskalibriert. Bilder 5 und 6 zeigen Messbeispiele für den Einfluss eines A380 sowie von zwei metallischen Kugeln mit 15 cm und 50 cm Durchmesser. Kugeln stellen dabei ideale Validierungsobjekte dar, einerseits weil ihr Streuverhalten vollständig analytisch exakt berechnet werden kann, und andererseits, weil bei Validierungsszenarien die Freiheitsgrade der Verdrehung des Objektes aufgrund der Kugelsymmetrie entfallen.

In beiden Abbildungen bedeutet 0 dB einen idealen unverfälschten Landekurs. Eingezeichnet sind zudem die CATI und CATIII-Toleranzgrenzen für Landekursverfälschungen nach ICAO. Bzgl. der Äquivalenz der Größen dB und des Instrumenten-Landestroms sei auf [1] verwiesen. Es zeigt sich in beiden Fällen das charakteristische oszillierende Verhalten durch die wechselweise konstruktive und destruktive Überlagerung zwischen direktem und gestreutem Pfad. Die Oszillationsgeschwindigkeit steigt bei Annäherung an, da der Längenunterschied der beiden Pfade sich dann schneller ändert. Die Größe des Objektes hat auch maßgeblichen Einfluss: Die große Kugel hat mehr Störpotential als die kleine und der A380.

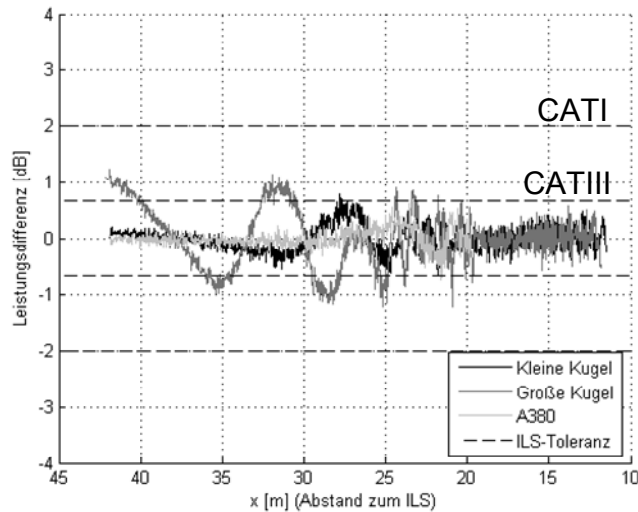


Bild 5: Messung einer skalierten Bewegung des Empfängers auf der Landebahn mit konstanter Höhe. Störobjekte befinden sich 20,2 m vom ILS und 0,64 m von der Landebahnmitte entfernt.

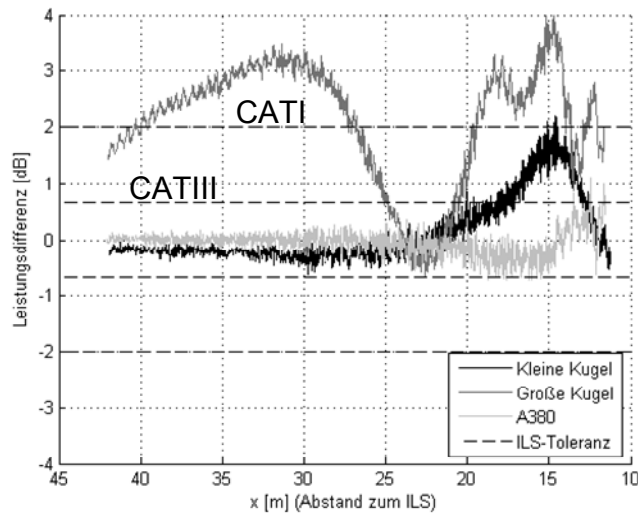


Bild 6: Messung einer skalierten Bewegung des Empfängers auf der Landebahn mit konstanter Höhe. Störobjekte befinden sich 8,9 m vom ILS und 0,31 m von der Landebahnmitte entfernt.

4. Skaliertes Drehfunkfeuer und der Einfluss von Windenergieanlagen

Das Drehfunkfeuer (VOR) setzt sich aus den Signalen von zwei Antennen zusammen. Eine Mittelantenne sendet ein als Referenz dienendes amplitudenmoduliertes Signal. Die zweite, bei konstanter Frequenz betriebene rotiert um die Mittlere. Elektronisches Schalten von Antennen auf einem Ring realisiert hierbei den Kreisumlauf der äußeren Antenne. Ein Flugzeug empfängt bedingt durch die Dopplerverschiebung der rotierenden Antenne ein frequenzmoduliertes Signal. Abhängig vom Winkel zu magnetisch Nord ergibt sich für das Flugzeug eine charakteristische Phasendifferenz zwischen dem umlaufenden und dem Mittelsignal. Diese Phasendifferenz ist gleich dem Winkel der Flugzeugposition bezüglich magnetisch Nord relativ zum Drehfunkfeuer. Durch Reflexionen an Windenergieanlagen (WEA) kann es zu Verfälschungen des frequenzmodulierten Navigationssignals kommen, da die Rotorblätter selbst aufgrund ihrer Bewegung zu Dopplerverschiebungen führen können.

Ein solches Szenario, Verfälschungen des VOR-Signals durch drehende WEA, wurde mit genanntem Skalierungsprinzip ebenfalls im Maßstab 1:144 in einem Demonstrator umgesetzt. Die rotierende Antenne (bzw. ihre Zustände) sind bei dem in Bild 7 gezeigten VOR-Demonstrator mit 12 räumlich rekonfigurierbaren Patchantennen realisiert. Weiterhin ist ein Messbeispiel für eine räumlich differentielle Betrachtung der Navigationsignalbestandteile - in diesem repräsentiert durch zwei Antennenzustände bzw. Sendeantennen - dargestellt. Deutlich ist ein Dopplerspektrum zu erkennen, ausgehend von der Antenne, die zum Windrad hin abstrahlt. Dieses ergibt sich durch unterschiedliche Breiten und Absolutgeschwindigkeiten des Rotorblattes entlang seines Radius. Ein solches Dopplerspektrum ist im direkten Ausbreitungspfad nicht zu beobachten. Der gestreute Ausbreitungspfad über die WEA enthält auch nicht frequenzverschobene Signalanteile, die sich z.B. auf den statischen Mast der WEA zurückführen lassen.

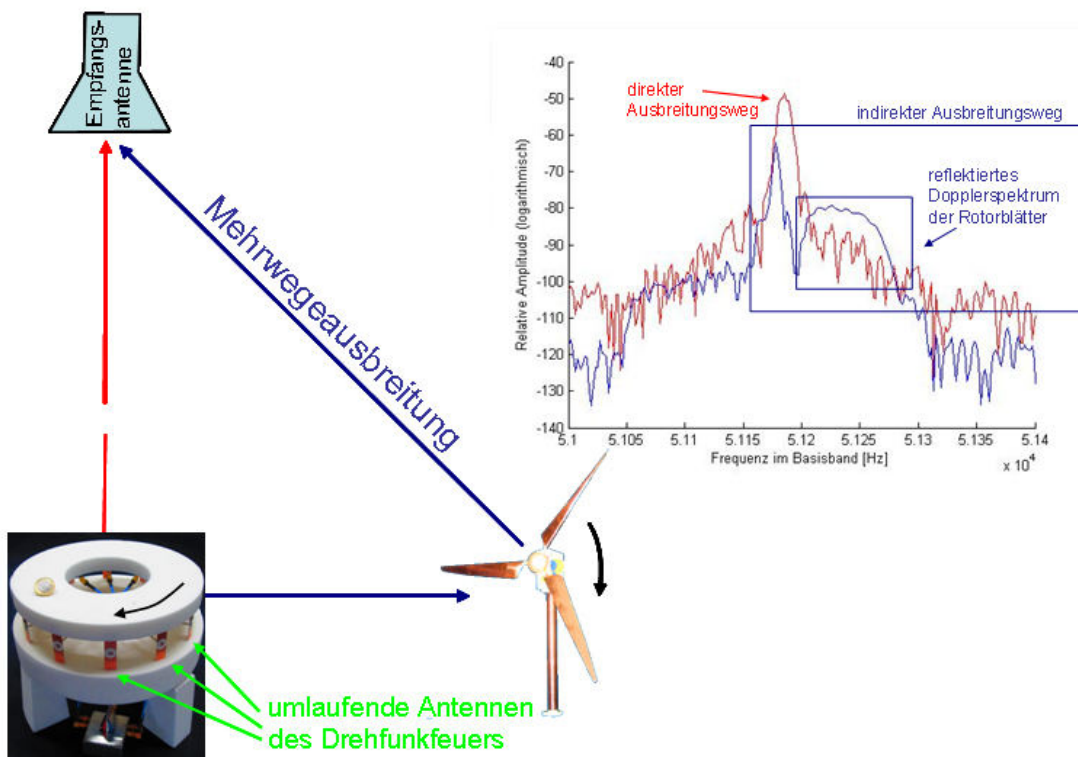


Bild 7: Skaliertes Drehfunkfeuer und gemessenes räumlich differentielles Dopplerspektrum

Anhand der Beispiele Drehfunkfeuer und ILS wurde der generelle Ansatz zur Skalierung von Navigationssystemen aufgezeigt. Dieser wäre z.B. auch für Mehrwegeausbreitung von differentiellem GPS, ebenfalls bei Frequenzen um die 110 MHz, anwendbar.

Literaturangaben

- [1] *Skalierte Messungen zu bistatischen Radarquerschnitten und Landekursverfälschungen des ILS*, Robert Geise, ISBN 978-3-86955-570-6, Cuvillier Verlag Göttingen 2010.
- [2] *Funkortungs- und Funknavigationsanlagen*, Werner Mansfeld, ISBN 3778522027, Hüthig (1994).
- [3] *Verfahren zur Nachbildung beliebiger Navigationssignale zur Untersuchung komplexer Mehrwegeausbreitung*, Deutsche Patentanmeldung Nr. 10 2011 054 093.8, PCT-Anmeldung EP2012/069190. Erfinder: Robert Geise, Achim Enders, Anmelderin: Technische Universität Braunschweig.
- [4] *Antenna Theory, Analysis and Design*, C.A. Balanis, ISBN 0-471-59268-4, S. 349-352.
- [5] *Verfahren und Anordnung zum Modellieren von Antennenabstrahlcharakteristiken*, Deutsche Patentanmeldung Nr. 10 2011 001 569.8, PCT-Anmeldung EP2012/055098, Erfinder: Robert Geise, Achim Enders, Anmelderin: Technische Universität Braunschweig.