

Technische Universität Ilmenau  
Fakultät für Elektrotechnik und Informationstechnik  
Institut für Kommunikations- und Meßtechnik  
Institut für Theoretische und Technische Informatik

## **Diplomarbeit**

Genauigkeitserhöhung bei der Fahrzeugnavigation  
mittels map matching und DGPS

<b>vorgelegt von:</b>	Toralf Schumann
<b>geboren am:</b>	28.11.1968
<b>Studiengang:</b>	Elektrotechnik
<b>Studienrichtung:</b>	Informationstechnik
<b>verantwortl. Hochschullehrer:</b>	Prof.Dr.-Ing.habil Reiner Thomä
<b>wissenschaftliche Betreuung:</b>	Prof.Dr. Horst Salzwedel Prof.Dr.-Ing.habil Reiner Thomä
<b>Beginn der Arbeit:</b>	01.07.1995
<b>Abgabe der Arbeit:</b>	24.01.1996
<b>Registriernummer:</b>	112/95D/01

Ilmenau, den 24.01.1996

## **DIPLOM Thema**

Genauigkeitserhöhung bei der Fahrzeugnavigation mittels map matching und DGPS

Für die Navigation von Straßenfahrzeugen kann das globale Satellitennavigationssystem GPS NAVSTAR genutzt werden. Die Grundgenauigkeit von ca. 100 m reicht jedoch für eine dynamische Fahrzeugpositionierung nicht aus. In der Diplomarbeit sollen Möglichkeiten zur Genauigkeitserhöhung untersucht werden.

Insbesondere sind Lösungswege und Algorithmen zu erarbeiten, die von einer Anpassung der Fahrroute an eine elektronische Karte ausgehen (map matching). Dazu sollen geeignete Glättungs- und Prädiktionsalgorithmen untersucht und implementiert werden. Gleichzeitig ist der Einfluß des Differential-GPS-Prinzips zu untersuchen. Dazu soll nach Möglichkeit ein kommerziell angebotener DGPS-Dienst genutzt werden.

Ein OEM-GPS-Empfänger steht zur Verfügung.

## Kurzreferat

Für die Navigation und in letzter Zeit besonders für die Fahrzeugnavigation werden zunehmend die Möglichkeiten des GPS (global positioning system) genutzt bzw. dessen Nutzung vorgesehen. Für die Realisierung der Navigation wird das GPS mit anderen Systemen (INS - inertial navigation system) und Sensoren gekoppelt, deren Aufwand maßgeblich den Preis des Gesamtsystems bestimmt. Ein Algorithmus, welcher die verschiedenen Informationen letztendlich zu dem gewünschten Ergebnis (Position) verknüpft, beeinflusst maßgeblich die Effektivität des Systems. Durch einen neuen bundesweiten DGPS - Dienst (Differential - GPS) steht nun - vorläufig noch im Testbetrieb - eine neue Komponente zur Verbesserung der Genauigkeit und dem damit verbundenen Aufwand - / Nutzenverhältnis zu Verfügung.

Die vorliegende Arbeit beschäftigt sich mit der Nutzung des neuen DGPS - Dienstes in der Praxis. Mit den dabei erhaltenen Daten und einer selbst erstellten Vektorkarte, wird eine neue *map matching* - Methode entwickelt, um die erhaltenen GPS/DGPS - Werte zu verbessern. Durch eine Simulation wird dieses Verfahren bestätigt.

Zunächst werden die mathematischen Grundlagen zum GPS dargelegt. Die Schwierigkeiten bei der Navigation, speziell bei der Fahrzeugnavigation werden aufgezeigt. Die Gewinnung der DGPS - Daten und deren Auswertung wird gezeigt. Nach der Generierung einer Vektorkarte wird ein DGPS - Korrekturfilter entwickelt und mit den gemessenen DGPS - Daten validiert.

Im Gegensatz zur allgemeinen *map matching* - Methode projiziert die hier entwickelte Filtermethode nicht einfach die GPS-Position auf die Straße. Ein Filtermodell zusammen mit einem KALMAN-Filter wird verwendet, um nicht nur den GPS-Positionsfehler vertikal zur Straße, sondern auch den GPS-Fehler tangential zur Straße zu verkleinern.

Anregungen für die Erweiterung der entwickelten Navigations-Filtermethode werden gegeben.

Für die Zusammenarbeit und die Unterstützung möchte ich mich herzlich bei Herrn Prof.Dr.-Ing.habil Reiner Thomä und allen Mitarbeitern der Arbeitsgruppen "Elektronische Meßtechnik" und "Theoretische Informatik" bedanken.

Besonderer Dank gilt dabei meinem Betreuer Herrn Prof.Dr. Horst Salzwedel für seine Bemühungen.

Weiterhin möchte ich mich bei meinem Studienfreund Herrn Guido Müller für die hilfreichen Anregungen und bei meiner Familie für die moralische Unterstützung bedanken.

Toralf Schumann

## Inhaltsverzeichnis

<b>0 Einleitung</b>	<b>8</b>
<b>1 Allgemeine Grundlagen</b>	<b>11</b>
<b>1.1 Entfernungsbestimmung im 3D-Raum</b>	<b>11</b>
<b>1.2 Die Himmelskugel</b>	<b>12</b>
<b>1.3 Koordinatensysteme</b>	<b>12</b>
1.3.1 Koordinatentransformation	12
1.3.1.1 Beispiel ECI $\Rightarrow$ ECF Koordinaten Transformation	13
1.3.1.2 Rechtwinklige Koordinaten $\Leftrightarrow$ Geographische Koordinaten	18
1.3.2 WGS 84 - KOOS	21
<b>1.4 Das KALMAN-Filter</b>	<b>24</b>
1.4.1 Grundlagen der statistischen Nachrichtentheorie	24
1.4.2 Theoretische Betrachtungen zum KALMAN Filter	28
1.4.2.1 KALMAN - Filter	30
1.4.2.2 Das Problem der Anfangsschätzung	36
1.4.3 Zusammenfassung KALMAN - Filter	36
<b>1.5 Das Grundprinzip des GPS</b>	<b>38</b>
1.5.1 Positionsbestimmung	38
1.5.2 Die GPS-Navigationslösung	46
<b>1.6 Technische Konzeption und Modellbildung des NAVSTAR-GPS</b>	<b>51</b>
<b>1.7 DGPS</b>	<b>52</b>
1.7.1 Real Time Differential GPS über Langwelle	53
<b>1.8 INS - Trägheitsnavigationssystem</b>	<b>55</b>
1.8.1 INS - GPS	56
<b>1.9 Kinematische Positionsbestimmung - Fahrzeugnavigaion</b>	<b>57</b>
1.9.1 DGPS mit Landfahrzeugen	58
1.9.2 Geschwindigkeit und Beschleunigung	59
1.9.3 Genauigkeit der kinematischen Punktbestimmung mit NAVSTAR-GPS	60
<b>1.10 Map Matching</b>	<b>61</b>
<b>2 GPS / DGPS - Versuchsdurchführung</b>	<b>62</b>
<b>2.1 Die Gewinnung der Meßwerte</b>	<b>62</b>
<b>2.2 Versuchsaufbau mit dem MicroTracker™ LP</b>	<b>62</b>
2.2.1 Hinweise bei der Meßwertaufnahme	64
2.2.2 Konvertierung der Meßwerte	64
2.2.3 Darstellung der Meßwerte	65
<b>2.3 Auswertung der Meßergebnisse mit GPS / DGPS</b>	<b>67</b>
2.3.1 Multipath - Mehrwegeausbreitung	72

---

<b>3 Erstellung einer Vektorkarte</b>	<b>75</b>
3.1 Grundlagen der Geradengleichung	76
3.2 Bestimmung der Geradengleichungen	78
<b>4 DGPS - Korrekturfilter zur Navigationsverbesserung</b>	<b>80</b>
4.1 Ziel des DGPS - Korrekturfilters	80
4.2 Prinzip des DGPS - Korrekturfilters	81
4.3 Eingangsgrößen und Koordinatensystem des DGPS - Korrekturfilters	82
4.4 Bestimmung des Lotpunktes auf eine Gerade	83
4.5 Modellierung des DGPS - Korrekturfilters (KALMAN-Filter)	87
4.6 Simulation und Auswertung des DGPS - Korrekturfilters	93
<b>5 Zusammenfassung und Ausblicke</b>	<b>102</b>
<b>6 Literaturverzeichnis</b>	<b>104</b>
<b>7 Formelzeichen</b>	<b>108</b>
<b>8 Abkürzungen und Begriffserklärung</b>	<b>111</b>
<b>9 Abbildungs- und Tabellenverzeichnis</b>	<b>116</b>
<b>10 Anhang</b>	<b>117</b>

## 0 Einleitung

In dieser Diplomarbeit wird die Möglichkeit der Verwendung eines GPS / DGPS-Korrekturfilters (Global Positioning System / Differential - GPS) unter Zuhilfenahme von Straßenvektorkarten zur Verbesserung der Positionsbestimmung (*map matching*) bei der Fahrzeugnavigation untersucht. Weiterhin wird auf die Nutzungsmöglichkeit des GPS für die Fahrzeugnavigation eingegangen - insbesondere unter Verwendung von DGPS, da ein entsprechender Dienst erst seit kurzem vorerst in einer Testphase zu Verfügung steht. Eine Reihe von Versuchen zeigt die Ergebnisse. Dabei werden GPS und DGPS verglichen, was ebenfalls mit praktischen Messungen unterlegt wird.

Da das GPS ein sehr komplexes System darstellt, wird zuerst auf die Grundlagen, das Funktionsprinzip und damit verwandte Themen eingegangen, da sie für das Verständnis und weitere Schlußfolgerungen wichtig sind.

Das Problem der Navigation besteht, seit der Mensch das erste mal begann zu reisen.

Landgestützte Funkortungs - und Navigationssysteme für die Luft- und Seefahrt sind seit Jahrzehnten in Betrieb. Die Ortungsverfahren beruhen entweder auf Peilung oder Laufzeitmessung.

Die Fortschritte in der Raumfahrt einerseits und in der Informationsverarbeitung mit Hilfe hochintegrierter Bauelemente andererseits haben es ermöglicht, ein satellitengestütztes Funkortungs - und Navigationssystem hoher Genauigkeit zu schaffen. 1981 wurde mit Versuchen dieses in den USA entwickelten Systems, „NAVigation System using Time And Ranging - Global Positioning System“ - NAVSTAR-GPS, begonnen.

Seit Dezember 1993 läuft die offizielle Erprobung (IOC - Initial Operation Capability), freigegeben durch das Verteidigungsministerium der USA (DoD - Department of Defence).

Phase I	:	1974-1979	Überprüfungsphase
Phase II	:	1979-1985	Entwicklungsphase
Phase III	:	1985-1993	Ausbauphase

*Tabelle 0-1: Aufbauphasen des GPS*

Das GPS kann die Nutzer, deren Anzahl keiner Einschränkung unterliegt, weltweit mit der Position (geographische Länge, Breite und Höhe) und Zeitinformationen mit bisher unerreichter Genauigkeit versorgen, sofern eine Sichtverbindung zu mindestens vier Satelliten (Normalfall) besteht. Weiterhin kann aus den empfangenen Daten die Geschwindigkeit des Empfängers berechnet werden.

Funkortungssysteme sind seit langer Zeit Gegenstand umfangreicher Entwicklungsarbeiten. Dabei stand die Ortung als Mittel der Navigation im Mittelpunkt. Früher waren Sextant (Astronavigation), Magnetkompaß und Geschwindigkeitslot (Logge) die Mittel, mit denen Ortsbestimmungen vorgenommen wurden und nach denen dann die Navigation erfolgte. Während des 2. Weltkrieges kamen neuartige Funkortungssysteme zum umfassenden Einsatz, wie z.B. LORAN (Alliierte) und Sonne (Deutschland). Nach dem Krieg fanden die meisten Funkortungssysteme im zivilen Bereich ihre Anwendung, und die Weiterentwicklung beschränkte sich auf Verbesserungen. Erst mit der sog. Ölkrise 1973 kamen spontan Forderungen nach besseren und geeigneteren Ortungs- und Navigationssystemen auf. Für die Seefahrt wurden mit Rücksicht auf die großen Öltanker genauere und zuverlässigere Systeme für die weltweite Nutzung gefordert. Für die geophysikalische Exploration und den Aufbau von Förderplattformen wurden genauere Positionsangaben gefordert. Der Luftverkehr mit seiner stark gestiegenen Verkehrsdichte forderte Möglichkeiten zu einer schnellen und automatisierbaren Ortung als Voraussetzung für eine bessere Navigation. Die daraufhin einsetzende Entwicklung brachte die Einführung der Systeme LORAN-C und OMEGA. Doch erst mit der Einbeziehung der modernen, auf der Nutzung hochintegrierter Halbleiterbauelemente basierenden elektronischen Informationsverarbeitung konnte eine neue Qualität der Funkortungssysteme erzielt werden.

Bereits 1960 wurden von der US-Navy ein Satellitennavigationssystem mit der Bezeichnung TRANSIT in Betrieb genommen. Seit 1967 wird es von zivilen Verkehrsteilnehmern benutzt. Nachteil von TRANSIT ist der eingeschränkte Versorgungsbereich (nur 4 Satelliten) und der große Abstand zwischen zwei Messungen von 30 - 110 min.

Das Äquivalent zu TRANSIT ist das von der ehemaligen SU entwickelt und eingesetzte System TSIKADA.

Das System TRANSIT soll nach Inbetriebnahme des Nachfolgesystems NAVSTAR-GPS (1993) außer Dienst gestellt werden. NAVSTAR-GPS ist das derzeit modernste zu Verfügung stehende Satellitennavigationssystem. Ein Äquivalent zu NAVSTAR-GPS ist das von der ehem. SU entwickelte System GLONASS.

Nach Beendigung des kalten Krieges wurde das System NAVSTAR-GPS vom Verteidigungsministerium der USA ( DoD - Department of Defence) für die zivile Nutzung unter Inanspruchnahme der temporären bzw. territorialen Abschaltung bei Krisensituationen freigegeben. Weiterhin wurde die mögliche Genauigkeit für den kommerziellen bzw. zivilen Nutzer durch SA (Selektive Availability = künstliche Verschlechterung) und AS (Anti Spoofing = Störschutz) auf 100 m für 95 % ( $2\sigma$ ) bezogen auf 24h für die Positionsbestimmung eingeschränkt. Die Verlässlichkeit der Geschwindigkeitsmessung beträgt 0,2 m/s. Aus diesen Gründen planen derzeit mehrere europäische Staaten ein ergänzendes, rein ziviles Satellitensystem für Positionsbestimmungen.

Die steigenden Wachstumsraten des Marktes für die zivile GPS-Nutzung zeigen den Bedarf und die Möglichkeiten dieses Systems. Die automatische sichtunabhängige Landung von Linienflugzeugen, die Zielführung von Fahrzeugen in unbekanntem Städten, die Verfolgung von Fahrzeugen bei Diebstahl, und die präzise Landvermessung, wobei selbst plattentektonische Bewegungen durch Positionsvergleich bestimmt werden können, sind dafür Beispiele. Nicht zu vergessen ist dabei jedoch die Tatsache, daß das GPS eine Technik darstellt, die zur Steuerung von Lenkwaffen und der Positionsbestimmung von militärischen Fahrzeugen entwickelt worden ist.

## 1 Allgemeine Grundlagen

In diesem Abschnitt sollen die Grundlagen vermittelt werden, welche zum Verständnis des Themas notwendig sind bzw. die Komplexität dieser Thematik aufzeigen. Es wird versucht, auf alle relevanten Themen einzugehen. Eine vollständige Beschreibung aller Schwerpunkte würde den Rahmen dieser Diplomarbeit überschreiten. Für weitere Informationen und Zusammenhänge sei auf die aufgeführten Literaturstellen im Text bzw. auf das Literaturverzeichnis verwiesen.

### 1.1 *Entfernungsbestimmung im 3D-Raum*

Die Grundlage für die Positionsbestimmung im Raum (3D) durch Peilung oder Laufzeitmessungen bildet die Entfernungsbestimmung. Zur Bestimmung der Entfernung (Betrag des Vektors) zwischen zwei Punkten im Raum benötigt man die Koordinaten  $x$ ,  $y$  und  $z$  der zwei Punkte (Orte, Positionen).

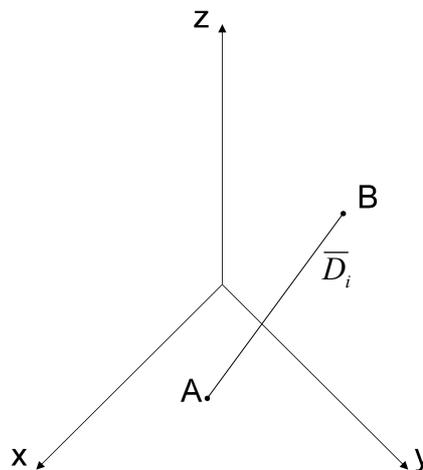


Abbildung 1-1: Entfernungsbestimmung zweier Orte im 3-D Raum

Die Bestimmungsgleichung lautet dann:

$$D_i = \sqrt{[(x_B - x_A)^2 + (y_B - y_A)^2 + (z_B - z_A)^2]} \quad (1.1)$$

Für die Ebene mit den Koordinaten  $x$  und  $y$  gilt analoges.

## 1.2 Die Himmelskugel

Die Himmelskugel läßt sich durch folgende geozentrische Richtungskoordinaten beschreiben:

Rektaszension $\alpha$	Längengrade der Himmelskugel
Deklination $\delta$	Breitengrade der Himmelskugel

Dabei ist der Äquator der Grundkreis. Bezugsrichtung für die Rektaszension  $\alpha$  ( von  $0^\circ$  bis  $360^\circ$  gezählt) ist der „Frühlingspunkt“. Die Deklination  $\delta$  wird vom Äquator nach den Polen von  $0^\circ$  bis  $90^\circ$  bzw. von  $0^\circ$  bis  $-90^\circ$  gezählt.

## 1.3 Koordinatensysteme

Dem Entwickler sowie auch dem Nutzer von Navigationshilfsmitteln bieten sich heute die unterschiedlichsten Referenzkoordinatensysteme an. Die Wahl des geeigneten Koordinatensystems hängt von vielen Faktoren wie den Einsatzerfordernissen, der Implementierungsmöglichkeit, der vorhandenen Speicherkapazität, der Verarbeitungsgeschwindigkeit des Systems sowie vom Umfang der Navigationsgleichungen ab. Durch die Verwendung von Vektoren zur Beschreibung der Position, der Geschwindigkeit und der Beschleunigung ist es möglich, Matrizenoperationen zu verwenden, um Beziehungen zwischen den Variablen des Systems herzustellen. Diese Vektoren bzw. Matrizen sind dann an das gewählte Koordinatensystem (KOOS) gebunden.

### 1.3.1 Koordinatentransformation

Häufig besteht aber die Aufgabe, Punkte (Positionen) oder Vektoren, die in dem einen Koordinatensystem gegeben sind, in ein anderes Koordinatensystem zu transformieren.

Zum Beispiel werden auf der Erde in allen Kartendarstellungen Kugelkoordinaten (räumliche Polarkoordinaten) verwendet:

- Koordinatenursprung im Zentrum der Erde
- Null - Meridian (Greenwich (GB))

$\lambda$	Längengrad ( $0^\circ - 360^\circ$ )
$\varphi$	Breitengrad ( $-90^\circ - +90^\circ$ )
$h$	Höhe bezogen auf Meeresspiegel

*Tabelle 1-1: Kugelkoordinaten*

Die Position eines Objektes kann aber auch in einem erdfesten, rechtwinkligen KOOS angegeben werden bzw. wird in solch einem KOOS benötigt. D.h., die Koordinaten liegen dann in kartesischer Form - in  $x$ ,  $y$  und  $z$  vor.

Eine weitere Anwendung ergibt sich aus folgendem Sachverhalt:

Die Positionen der GPS - Satelliten sind im ECI - Koordinatensystem (earth centered inertial) festgelegt und die Nutzerposition (Erde) ist meist im WGS 84- (ECF) Koordinatensystem (world geodetic system - earth centered fix) erwünscht, so daß für die Positionsbestimmung auf der Erde unter Verwendung der Satellitenpositionen eine Koordinatentransformation durchgeführt werden muß. Auch wenn diese in der Regel durch jeden Receiver durchgeführt wird, soll dennoch im nachfolgendem Unterkapitel ein Beispiel dafür gezeigt werden. Auch bei der Versuchsauswertung in dieser Arbeit muß auf Koordinatentransformationen zurückgegriffen werden.

#### ***1.3.1.1 Beispiel ECI $\Rightarrow$ ECF Koordinaten Transformation***

Die Satellitenkoordinaten sind im ECI 2000 - KOOS definiert, d.h. als Referenz dient die Stellung des ECI - Koordinatensystems am 1. Januar 2000, 12.00 Uhr Mittag.

Auf der Erde werden die Positionsangaben im WGS 84 - Format angegeben, welches ein ECF - KOOS darstellt. Dieses KOOS dreht sich mit der Erde.

Wegen dieser Gegebenheit ist es notwendig die Koordinaten aus dem ECI - KOOS in das ECF - KOOS zu transformieren. Die notwendigen Grundlagen sollen hier gezeigt werden.

## ECI - Earth Center Inertial

Das ECI - KOOS hat seinen Ursprung im Zentrum der Erde (Massemittelpunkt) und rotiert nicht - relativ bezogen zum Inertialraum (Fixsterne). Die z-Achse ist mit der Drehachse der Erde identisch. Die x-Achse geht durch den „Frühlingspunkt“ (*equinox*). Den „Frühlingspunkt“ kann man sich als einen fiktiven Fixstern vorstellen, der in Richtung der Schnittgeraden der Ebenen der Erdbahn um die Sonne (Ekliptik) und der Äquatorebene liegt (auf der Seite, auf der sich die Sonne von Süd nach Nord durch die Äquatorebene bewegt).

Dabei muß man jedoch beachten, daß die Drehachse und damit auch die Äquatorebene nicht streng raumfest sind. Dies ist darin begründet, daß die Erde eine Präzessions - sowie Nutationsbewegung ausführt. Diesbezüglich sei auf weiterführende Literatur bzw. auf das Begriffsverzeichnis verwiesen.

Die y-Achse ist um  $90^\circ$  gegen den Uhrzeigersinn gegenüber der x-Achse auf der Äquatorebene verdreht.

Koordinatenursprung	Geozentrum der Erde (Erdmittelpunkt)
x-Achse	senkrecht zur y-Achse in Richtung zum konventionellen Frühlingspunkt
y-Achse	$90^\circ$ zur x-Achse auf Äquator verdreht (Rechtssystem)
z-Achse	definiert zu Erdachse am 1. Januar 2000 12.00 Uhr

*Tabelle 1-2: ECI - Koordinatensystem*

## ECF - Earth Center Fix

Das ECF - KOOS (auch bekannt als Geozentrisches KOOS) hat seinen Ursprung ebenfalls im Zentrum der Erde (Massemittelpunkt). Im Gegensatz zum ECI-KOOS rotiert das ECF-KOOS mit der Erde. Die Rotationsachse ist dabei die z-Achse.

Koordinatenursprung	Geozentrum der Erde (Erdmittelpunkt)
x-Achse	Schnittpunkt des Null-Meridians mit der Äquatorebene
y-Achse	90° zur x-Achse auf Äquator verdreht (Rechtssystem)
z-Achse	definiert zu Erdachse am 1. Januar 2000 12.00 Uhr

Tabelle 1-3: ECF - Koordinatensystem

Daraus ergibt sich, daß bei der Transformation vom ECI - in das ECF - KOOS lediglich eine Rotation um die z-Achse durchgeführt werden muß. Gesucht ist dabei der Rotationswinkel GMST (Greenwich mean siderial time bzw. GAST - Greenwich apparent siderial time) zwischen dem Frühlingspunkt und dem Null - Meridian von Greenwich, der eine Funktion der Zeit (zu einem Bezugspunkt) ist. Die folgende Abbildung 1-2 soll dies verdeutlichen:

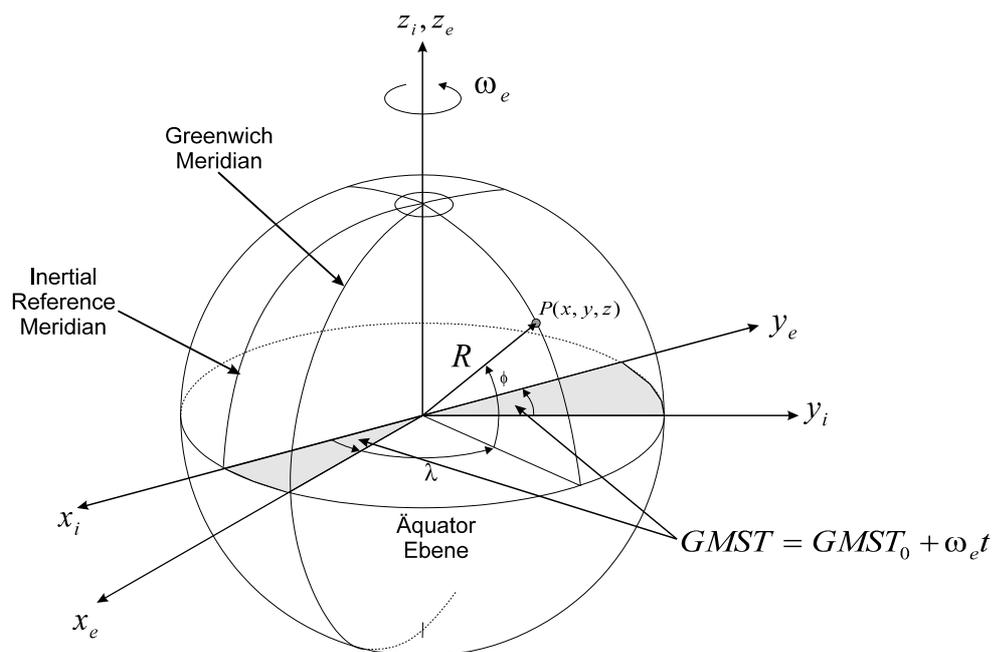


Abbildung 1-2: ECI zu ECF Koordinatentransformation

Gemäß folgender Winkelbeziehungen in Abbildung 1-3 läßt sich die Transformationsmatrix (1.3) aufstellen:

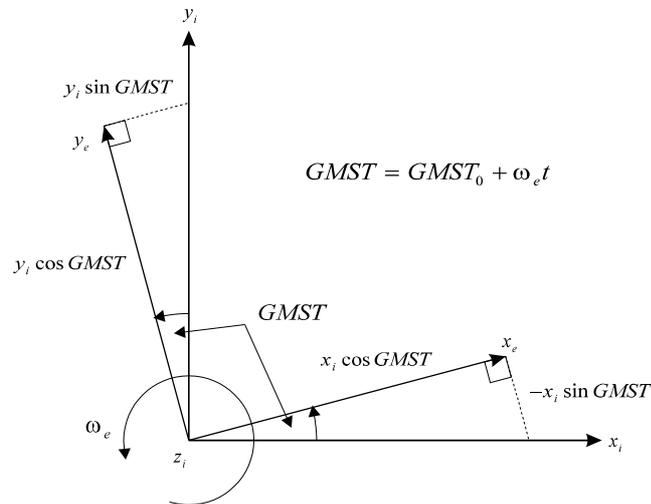


Abbildung 1-3: Transformationsbeziehungen (von oben auf die z-Achse geschaut)

$$T_{ECI \rightarrow ECF} = \text{rot}(GMST, z_i) \quad (1.2)$$

$$T_{ECI \rightarrow ECF} = \begin{bmatrix} \cos GMST & \sin GMST & 0 \\ -\sin GMST & \cos GMST & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

Die Koordinaten im ECF - KOOS ergeben sich danach nach folgender Gleichung:

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \\ z_e \end{bmatrix} = T_{ECI \rightarrow ECF} \cdot \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

$GMST$  ist dabei der Winkel zwischen dem Frühlingspunkt und dem Greenwich Null - Meridian und berechnet sich wie folgt:

$$GMST = GMST_0 + \omega_e t \quad (1.5)$$

Hierbei ist  $t$  die laufende Sekundenanzahl des aktuellen Tages.  $GMST_0$  ist der Winkel zwischen  $x_i$  - der x-Achse des ECI - KOOS und  $x_e$  - dem Greenwich Null - Meridian um Mitternacht (0.00 Uhr) Universal Time (UT) des gewünschten Tages.

Mit folgender Gleichung kann  $GMST_0$  zu dem Referenztag des ECI 2000 KOOS (01. Jan. 2000 12.00 Uhr) berechnet werden:

$$GMST_0 = (24110,5481 + 8640184,812866T + 0,093104T^2 - 0,000006210T^3)_s \quad (1.6)$$

$T$  ist dabei die Anzahl der Julianischen Jahrhunderte (zu je 36525 Tagen) bezogen auf den ECI 2000 KOOS Referenztag (01. Jan. 2000 12.00 Uhr UT1  $\Rightarrow$  Referenztag (JD) = 2451545. UT1 entspricht der UT am Greenwich Meridian. Im Julianischen Kalender<sup>1</sup> hat ein Jahr 365,25 Tage.

$T$  berechnet sich wie folgt:

$$T = \frac{JD - \text{Referenztag}}{36525} = \frac{d}{36525} \quad (1.7)$$

JD ist die fortlaufende julianische Tagesnummer seit 01. Januar 4713<sub>BC</sub> 12.00 Uhr (siehe Anhang) und  $d$  ist demzufolge die Tagesanzahl vom aktuellen Datum zum Referenzdatum des ECI 2000 KOOS. Mit diesen Angaben läßt sich  $GMST_0$  vollständig berechnen. Für eine Angabe in Grad kann eine Umrechnung der Sekunden über die Winkelgeschwindigkeit  $\omega_e$  (bezogen auf einen mittleren Sonnentag mit 86400 sec) erfolgen.

---

<sup>1</sup> eingeführt am 1. Januar 4713<sub>BC</sub> 12.00 Uhr

Geht man davon aus, daß die Erde für eine  $360^\circ$  Drehung einen siderischer Tag = 23h 56min 4,09s (= 86164,09s) benötigt, dann läßt sich daraus die Winkelgeschwindigkeit  $\omega_e$  der Erdrotation berechnen:

$$\begin{aligned}\omega_e &= \frac{360^\circ}{23\text{h} + [56 + (4,09 / 60)]\text{h} / 60} \\ &= 15,04106873 \text{deg} / \text{h} \\ &= 4,1780746 \cdot 10^{-3} \text{deg} / \text{s} \\ &= 7,2921159 \cdot 10^{-5} \text{rad} / \text{s}\end{aligned}\tag{1.8}$$

$$\omega_e = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{2\pi}{86164,09} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 7,2921159 \cdot 10^{-5} \text{rad} / \text{s} \end{bmatrix}\tag{1.9}$$

### 1.3.1.2 Rechtwinklige Koordinaten $\Leftrightarrow$ Geographische Koordinaten

Benötigt man die rechtwinkligen ECF Koordinaten eines Punktes  $P(x, y, z)$ , so kann man diese durch folgende Beziehung (1.10) aus den geozentrischen Koordinaten Länge und Breite berechnen:

$$\begin{aligned}x_e &= R \cos \varphi \cos \lambda \\ y_e &= R \cos \varphi \sin \lambda \\ z_e &= R \sin \varphi\end{aligned}\tag{1.10}$$

bzw. umgekehrt:

$$\begin{aligned}R &= \sqrt{x_e^2 + y_e^2 + z_e^2} \\ \lambda &= \arctan \frac{y_e}{x_e} \\ \varphi &= \arctan \frac{z_e}{\sqrt{x_e^2 + y_e^2}}\end{aligned}\tag{1.11}$$

Die Gleichungen (1.10) und (1.11) sind jedoch nur gültig, wenn es ausreicht, daß die Erde als eine Kugel approximiert wird (Fall a), um eine Vereinfachung zu erreichen. Für die Navigation bzw. der dabei oft benötigten Koordinatentransformation ist diese Annahme jedoch zu ungenau.

Dort muß davon ausgegangen werden, daß es sich bei der Erde um einen rotierenden abgeplatteten Ellipsoid handelt (Fall b), Abbildung 1-4.

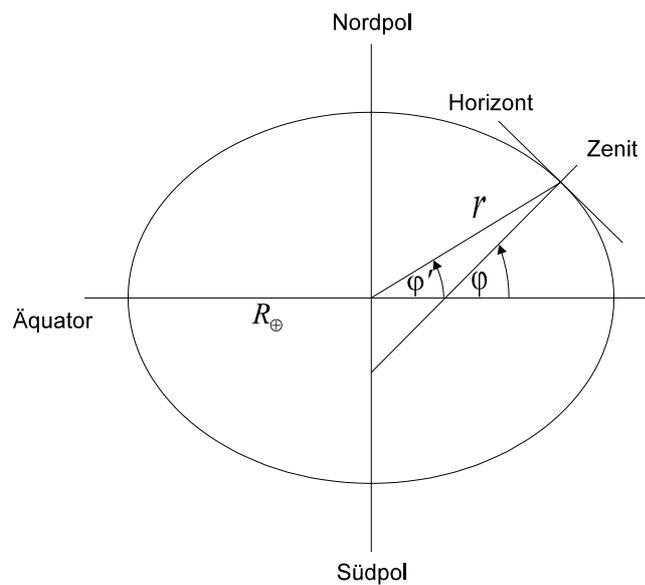


Abbildung 1-4: flattening (Abflachung) der Erde durch die Erdrotation

Die geographische Länge  $\lambda$  ist dabei identisch mit Fall a, aber bei der geographischen Breite  $\phi$  muß eine Korrektur nach (1.12) erfolgen.

$$\begin{aligned}\tan \phi' &= (1 - e^2) \tan \phi \\ e &= \sqrt{2f - f^2} \\ f &= \frac{R_{\oplus} - R_{pol}}{R_{\oplus}}\end{aligned}\tag{1.12}$$

$$\phi' = \arctan\left[(1 - 2f + f^2) \tan \phi\right]$$

Dabei ist  $R_{\oplus} = 6378,14$  km der Äquator - Erdradius und  $e$  ist die Exzentrizität des terrestrischen Ellipsoids. Wegen der Zentrifugalkraft, die durch die Erdrotation

hervorgerufen wird, ist der Äquator - Erdradius ca. 20 km größer als der Abstand  $R_{Pol}$  zwischen den Polen und dem Erdzentrum. Die Beziehung zwischen diesen zwei Werten wird durch das *flattening* ( $f$ ) beschrieben:

$$f = \frac{R_{\oplus} - R_{Pol}}{R_{\oplus}} = \frac{21,385 \text{ km}}{6378,14 \text{ km}} = \frac{1}{298,257} = 0,003353 \quad (1.13)$$

Natürlich sind Koordinatentransformationen in der Navigation sehr häufig erforderlich, da es eine Vielzahl von KOOS für die unterschiedlichsten Anwendungen gibt und dabei die Koordinaten ineinander transformiert werden müssen. Für eine Vertiefung dieser Thematik sei auf die nachfolgenden Literaturstellen verwiesen.

[4] / [5] / [25] / [27] / [28] / [29] / [30]

### 1.3.2 WGS 84 - KOOS

Das WGS 84 (world geodetic system 1984) ist ein geodätisches, erdfestes KOOS (Referenzsystem) mit global terrestrischen Ausmaßen.

Es wurde 1984 bestimmt. Dabei wurde die Erde mit der zu Verfügung stehenden Technik neu vermessen und die entsprechenden Parameter bestimmt. Die Erde wird dabei als Ellipsoid behandelt und die Parameter sind im geodätischen Datum des WGS 84 festgehalten. Im speziellen sind dies unter anderem folgende Parameter (aus [1]):

große Halbachse	$a = 6378137\text{m}$
Abplattung	$f = 1 / 298,257223563$
Exzentrizität	$e = 0,0818191908426$
Winkelgeschwindigkeit der Erdrotation	$\omega_e = 7,2921151467 \cdot 10^{-5} \text{ rad / s}$
Lichtgeschwindigkeit	$c = 299792458 \text{ m / s}$
universelle Gravitationskonstante	$\mu = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$

Tabelle 1-4: Datum des WGS 84

Verbal wird das WGS 84 durch folgende Angaben beschrieben:

z-Achse	Erdachse - fällt mit dem CTP zusammen (Präzession und Nutation)
x-Achse	Schnittpunkt von Äquator und Greenwich - Meridian
Bezugsellipsoid	wird durch die große Halbachse und die Abplattung definiert
Bezug zu den Satellitenbahnen	Produkt aus Gravitationskonstante und der Erdmasse + Schwerefeld Modell der Erde
Lichtgeschwindigkeit	im Vakuum (siehe oben)
Winkelgeschwindigkeit	der Erddrehung (siehe oben)

WGS 84 dient als Referenzsystem für die verschiedensten Navigations- und Vermessungsaufgaben. Genutzt wird es unter anderem in GPS (seit Januar 1987), TRANSIT und LORAN - C.

### ***1.4 Das KALMAN-Filter***

Das KALMAN-Filter ist kein Filter im herkömmlichen Sinne, wie es z.B. zur Frequenzselektion benutzt wird, sondern ein spezielles mathematisches Verfahren für die Meßwertaufbereitung und -verarbeitung. Die Aufgaben eines Filters im Sinne der Frequenzselektion sind bei einem KALMAN-Filter mit integriert.

Das KALMAN-Filter basiert auf Erkenntnisse der statistischen Nachrichtentheorie.

Die Aufgabe eines KALMAN-Filters besteht darin, eine optimale Schätzung bzw. Beurteilung des Zustandes eines verrauschten Systems unter Ausnutzung aller zu Verfügung stehenden Informationen zu jedem beliebigen Zeitpunkt durchzuführen. Das KALMAN - Filter ist ein lineares System zur Signalschätzung, dessen optimaler Schätzwert eine im quadratischen Mittel minimale Abweichung zum zu schätzenden Signalwert aufweist. Es stellt somit einen optimalen Empfänger für instationäre Prozesse - ein zeitvariables System dar.

Ursprünglich wurde diese Entwicklung durch Probleme bei der Navigation in der Raumfahrt veranlaßt. In zunehmenden Maße kommen Erkenntnisse der statistischen Nachrichtentheorie (KALMAN-Filter) auch auf anderen Gebieten zum Einsatz - bei der Datenübertragung über gestörte Kanäle, z.B. Echokompensation, der Regelung komplexer Systeme, wie z.B. der Flugbahnbestimmung bzw. Positionierung von Telekommunikationssatelliten und in Radarsystemen. Ein Einsatz bei der Fahrzeugnavigation wird in dieser Diplomarbeit entwickelt und beschrieben.

#### **1.4.1 Grundlagen der statistischen Nachrichtentheorie**

Bei KALMAN-Filtern geht man davon aus, daß Prozesse durch Signale gestört werden, die lediglich statistisch beschrieben werden können. Die wesentlichen Grundlagen werden im folgenden dargestellt. Für weitere Informationen sei auf die ausführliche Literatur [14], [16] und [18] verwiesen.

Im folgender Tabelle sind die wichtigsten statistischen Kenngrößen zusammengefaßt:

Standartabweichung:	$\sigma$  Def. $\sigma = \sqrt{D(x)}$	mittlere quadratische Abweichung einer Zufallsgröße
Varianz:	$VAR(x), \sigma^2$ bzw. $D(x)$	mittlere quadratische Abweichung einer zufälligen Veränderlichen von ihrem Mittelwert (Dispersion, Streuung)
Kovarianz:	$COV(x_1, x_2, \dots, x_n)$	Maß für die Abhängigkeit zweier oder mehrerer Zufallsgrößen (Stärke der statistischen Abhängigkeit)
Korrelationskoeffizient:	$\rho(x_1, x_2) = \frac{COV(x_1, x_2)}{\sigma_{x_1} \sigma_{x_2}}$	macht den Wertebereich der Kovarianz von der Dimension der Zufallsgröße unabhängig
Erwartungswert:	$E(x)$	gewichtetes arithmetisches Mittel (Anfangsmoment 1. Ordnung)

Tabelle 1-5: Wichtige statistische Kenngrößen

### Die Normalverteilung (Gauß-Verteilung)

Von der Normal- bzw. Gauß - Verteilung einer stetigen skalaren Zufallsvariablen  $x$  spricht man dann, wenn zu ihr folgende Dichtefunktion gehört:

$$f(\xi) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{\xi-m}{\sigma}\right)^2} \quad (1.14)$$

mit:

- $m$  beliebig reelle Zahl (Anzahl der möglichen Elementarereignisse)
- $\sigma$  positive reelle Zahl ( $\sigma \neq 0$ )
- $\xi$  Zahlenwerte der Zufallsvariablen  $x$

Die Dichtefunktion  $f(\xi)$  ist symmetrisch bezüglich der Geraden  $\xi = m$  und weist einen glockenförmigen Verlauf mit einem Maximum  $\frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma^2}}$  bei  $\xi = m$  auf.

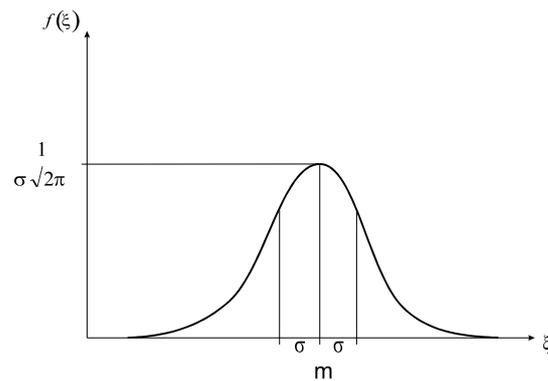


Abbildung 1-5: Dichtefunktion  $f(\xi)$  der Normalverteilung

Der Normalverteilung kommt in der Wahrscheinlichkeitsrechnung eine große Bedeutung zu, da bei vielen praktischen Anwendungen die Zufallsvariablen bzw. Störungen normal verteilt sind bzw. deren Verteilung durch eine Normalverteilung approximiert werden kann oder muß.

Weiß man, daß eine Zufallsvariable normalverteilt ist, so genügt es, die beiden Parameter  $m$  und  $\xi$  zu bestimmen bzw. zu kennen, welche nach Gleichung (1.14)  $f(\xi)$  eindeutig festlegen.

Ist  $x$  normalverteilt mit den Parametern  $m$  und  $\sigma$ , so sagt man,  $x$  ist nach  $N(m, \sigma)$  normalverteilt.

### Erwartungswerte

Zur Berechnung von praktischen Aufgaben, bei denen zufällige Ereignisse oder allgemein Zufallserscheinungen berücksichtigt werden müssen, ist jedoch häufig gar nicht die Kenntnis der gesamten Wahrscheinlichkeitsverteilung nötig, sondern es gelingt mit gewissen Kennwerten, welche die Verteilung charakterisieren, diese Aufgabe zu lösen. Solche Kennwerte sind einfache bzw. komplizierte Mittelwerte der Zufallsvariablen. Diese Mittelwerte werden Erwartungswerte  $E(x)$  oder Momente der Zufallsvariablen genannt.

[16]

## Erwartungswerte bei vektoriellen Zufallsvariablen

Von besonderer Bedeutung für die Kennzeichnung der Wahrscheinlichkeitsverteilung sind die Zentralmomente II. Ordnung, was der Kovarianz der Zufallsvariablen  $x_1$  und  $x_2$  entspricht:

$$\begin{aligned} E\left((x_1 - E(x_1))(x_2 - E(x_2))\right) \\ = COV(x_1, x_2) = COV(x_2, x_1) \end{aligned} \quad (1.15)$$

## Kovarianzmatrix

Bei einer zweidimensionalen Normalverteilung läßt sich eine Matrix  $N$ , die sogenannte Kovarianzmatrix aufstellen:

$$\underline{N} = COV(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} COV(x_1, x_1) & COV(x_1, x_2) \\ COV(x_2, x_1) & COV(x_2, x_2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{11}^2 & \mu_{12} \\ \mu_{21} & \sigma_{22}^2 \end{bmatrix} \quad (1.16)$$

Sie ist immer eine symmetrische Matrix, deren Diagonalelemente die Varianzen der Komponenten des Vektors  $\underline{x} = [x_1, x_2]$  enthalten. Die übrigen Matrixelemente sind die Kovarianzen  $COV(x_1, x_2)$  und  $COV(x_2, x_1)$ , die laut Gleichung (1.15) gleich sein müssen. Geht man davon aus, daß die Varianzen Sonderfälle der Kovarianzen sind, so enthält die Matrix (1.16) nur Kovarianzen als Elemente. Die Matrix heißt deshalb Kovarianzmatrix (Momentmatrix, Streuungsmatrix). Sind die einzelnen Signale des Vektors  $\underline{x}$  unkorreliert, so sind alle Elemente, welche nicht in der Hauptdiagonale stehen, gleich Null.

Die Kovarianzmatrix kann auch für eine n - dimensionale Zufallsvariable (z.B. Vektorprozesse) aufgestellt werden, wie sie auch später bei dem GPS - Korrekturfilter verwendet wird.

### 1.4.2 Theoretische Betrachtungen zum KALMAN Filter

Bisher wurde im allgemeinen bei der Schätzung von Zustandsvektoren von Systemen davon ausgegangen, daß man mit den Systemgleichungen das dynamische Verhalten exakt beschreiben und die Ausgangsgrößen fehlerfrei messen kann. In einem realen System muß man jedoch Unsicherheiten bei der Modellierung zulassen, da es immer nicht deterministisch beschreibbare, regellose Störungen gibt (z.B. Quantisierungsrauschen) bzw. das Modell ungenau sein kann (z.B. Vereinfachung der Modelle). Alle Abweichungen dieser Art kann man zu einer additiven Störung, dem Systemrauschen, zusammenfassen. Weiterhin berücksichtigt man bei den Ausgangsgrößen mit dem ebenfalls additiv angenommenen "Meß - oder Beobachterrauschen" zusätzliche Fehler, die je nach Art und Anbringung des Sensors (Beobachter) entstehen sowie zusätzliche Systeminformationen, welche nach ihrer Wertigkeit gewichtet mit in die Schätzung eingehen können.

Um den Einfluß des System- und Meßrauschens erfassen zu können, modelliert man sie als Zufallsprozesse, die auf den Zustandsvektor  $x_k$  bzw. auf den Beobachtungsvektor  $y_k$  einwirken. Damit werden aber Zustands- und Beobachtungsvektor selbst zu Zufallsprozessen, so daß man das gesamte System nun mit den Methoden der Wahrscheinlichkeitstheorie beschreiben muß.

Es ist prinzipiell unmöglich, einen exakten Schätzwert für den gestörten Zustandsvektor anzugeben, denn die Wahrscheinlichkeit, einen einzelnen Wert aus einem Kontinuum genau schätzen zu können, ist gleich Null. Es reicht nun nicht mehr aus, einen Schätzwert für den Zustandsvektor zu bestimmen, sondern man muß zugleich eine Aussage über Zuverlässigkeit bzw. die Genauigkeit dieses Schätzwertes treffen und angeben, wie groß der Streubereich seiner Abweichung ist. Als Gütekriterium wird die Methode der minimalen Fehlerquadrate verwendet, die auf eine Suche eines Erwartungswertes unter der Nebenbedingung "minimale Varianz" führt.

Die nun gestellte Schätzaufgabe lautet also, einen optimalen Schätzwert (im Sinne minimaler Varianz) für den gestörten (verrauschten) Zustandsvektor  $x_k$  zu finden. Die Lösung liefert das KALMAN - Filter, ein rekursiver Algorithmus, der alle gegebenen Informationen (Meß - bzw. Beobachtungswerte  $y_k$  und deren Güte sowie die Modellgüte)

ausnutzt, um die Rückkopplungsmatrix  $K$  (*gain*) mit Hilfe statistischer Kennwerte zu berechnen. Dabei gehen stark verrauschte Meßwerte (Werte mit hoher Varianz) schwächer (gewichtet) in die Berechnung ein - zuverlässige Meßwerte (Werte mit niedriger Varianz) dagegen werden stärker gewichtet. Der Schätzwert minimaler Varianz ist der bedingte Erwartungswert  $\hat{x} = E\{x|y = y_{\text{meß}}\}$ .

Das KALMAN - Filter ist für lineare Systeme das im oben genannten Sinn optimale Filter, für nichtlineare Systeme ist es zumindest das bestmögliche lineare Filter (hier nicht behandelt). Außerdem berechnet das KALMAN - Filter erwartungstreue Schätzwerte, d.h. die zufälligen Abweichungen des KALMAN-Schätzwertes sind im Mittel Null. [14]

Eine spätere Untersuchung wird sich auf ein zeitdiskretes lineares System beziehen.

#### **1.4.2.1 KALMAN - Filter**

Mit KALMAN - Filtern werden mehrdimensionale Prozesse bearbeitet bzw. geschätzt. Ziel hierbei ist es, die Hauptdiagonale der Kovarianzmatrix zu minimieren (Gütekriterium).

Die Struktur der KALMAN - Filter verkörpert eine Nachbildung des Prozeßmodell des Signalprozesses. Die zu erhaltende Schätzformel läßt eine verhältnismäßig unkomplizierte Implementierung durch Digitalrechner (PC,  $\mu$ P, DSP u.ä.) zu.

Die Beschreibung eines diskreten Systems erfolgt durch spezielle Gleichungen, wobei ein diskretes KALMAN - Filter, dessen Modell Abbildung 1-6 darstellt, durch folgende Zustandsmodell - bzw. Meßmodellgleichung beschrieben wird:

$$x(k) = Ax(k-1) + w(k-1) \quad (1.17)$$

$$y(k) = Cx(k) + v(k) \quad (1.18)$$

		Dimension
mit:	$x(k)$ Signal	$[n \times 1]$
	$A$ System Matrix (vom Systemmodell)	$[n \times n]$
	$w(k)$ Systemrauschen	$[p \times 1]$
	$y(k)$ Meßwert (Beobachter)	$[r \times 1]$
	$C$ Beobachtungsmatrix (Messung, Meßparameter)	$[r \times n]$
	$v(k)$ Beobachterrauschen	$[p \times 1]$

$n$  = Systemgrad (states);  $p$  = Zahl der Eingänge;  $r$  = Zahl der Ausgänge

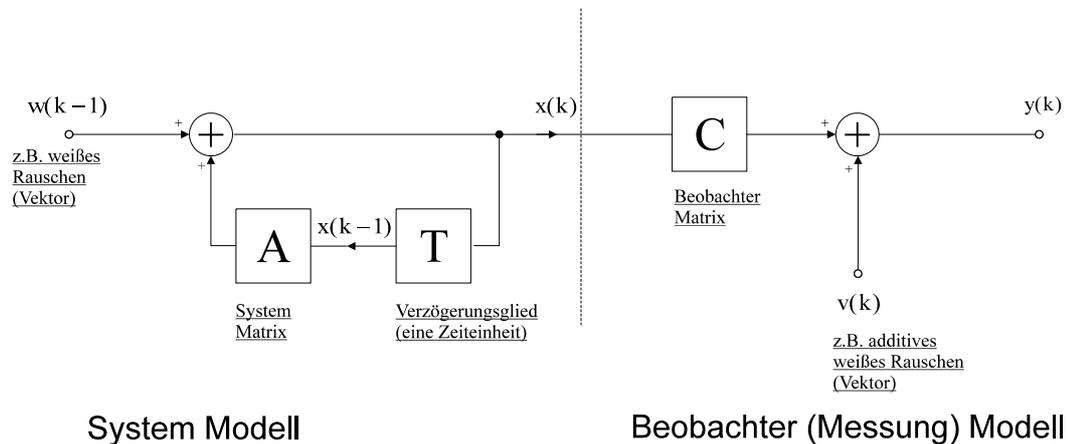


Abbildung 1-6: System- und Beobachter Modell

Folgende Vektor - bzw. Matrizengleichungen (1.19)...(1.22) beschreiben die Größen eines KALMAN - Filters [22]:

Schätzung:

$$\hat{x}(k) = A\hat{x}(k-1) + K(k)[y(k) - C\hat{x}(k-1)] \quad (1.19)$$

Filterverstärkung:

$$K(k) = P^-(k)C^T [CP^-(k)C^T + R(k)]^{-1} \quad (1.20)$$

mit:

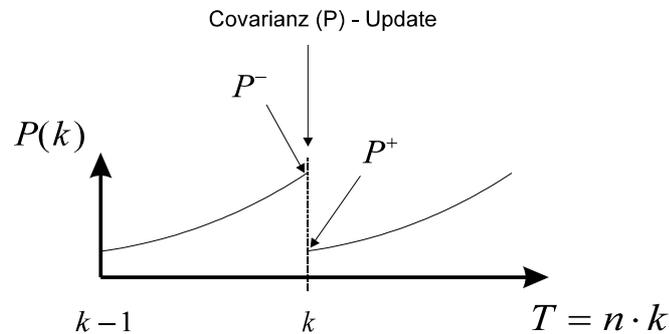
$$P^-(k) = AP(k-1)A^T + Q(k-1) \quad (1.21)$$

Fehlerkovarianzmatrix:

$$P^+(k) = P^-(k) - K(k)C(k)P^-(k) \quad (1.22)$$

		Dimension
mit:	$\hat{x}(k)$ aktueller Schätzwert ( <i>estimation</i> )	[n x 1]
	$\hat{x}(k-1)$ vorhergehender Schätzwert von $\hat{x}(k)$	[n x 1]
	$K(k)$ Rückkoppel Matrix ( <i>gain</i> ) des KALMAN - Filter	[n x r]
	$A$ System Matrix (vom Systemmodell)	[n x n]
	$C$ Beobachter Matrix (Messung, Meßparameter)	[r x n]
	$P(k)$ Fehlerkovarianzmatrix des Zustandsvektors des System	[n x n]
	$Q(k)$ Kovarianz Matrix der Störungen des Prozesses	[n x n]
	$R(k)$ Kovarianz Matrix der Meßfehler (Beobachterrauschen)	[r x r]

Für die Kovarianzmatrix  $P(k)$  des Zustandsvektors wird dabei folgende Vereinbarung getroffen:



Die Kovarianzen des KALMAN - Filter sind definiert mit:

$$P(k) = E[\tilde{x}(k)\tilde{x}^T(k)] \quad (1.23)$$

$$Q(k) = E[w(k)w^T(k)] \quad (1.24)$$

$$R(k) = E[v(k)v^T(k)] \quad (1.25)$$

mit:  $P(k)$  Kovarianz Matrix des Zustandsvektors des Systems  
 $Q(k)$  Kovarianz Matrix der Störungen des Prozesses (Systemrauschen)  
 $R(k)$  Kovarianz Matrix der Meßfehler (Beobachterrauschen)

Besteht zwischen den einzelnen Störungen des Prozesses (Systemrauschen) keine Korrelation, so sind alle Elemente, welche nicht zur Hauptdiagonale von  $Q(k)$  gehören, gleich Null.

Die Vorgehensweise für die Berechnung im KALMAN - Filter läßt sich im Blockdiagramm folgendermaßen darstellen:

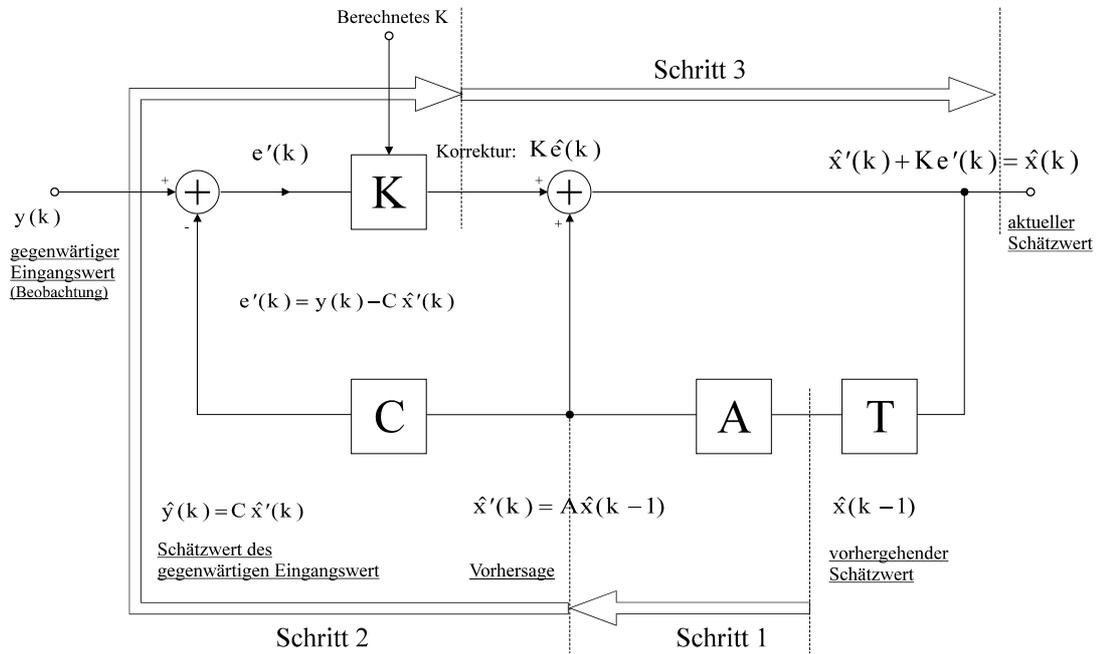


Abbildung 1-7: Berechnungsschritte für ein KALMAN - Filter

Folgende Abbildung zeigt die Berechnung der Rückkoppelmatrix (gain)  $K(k)$ :

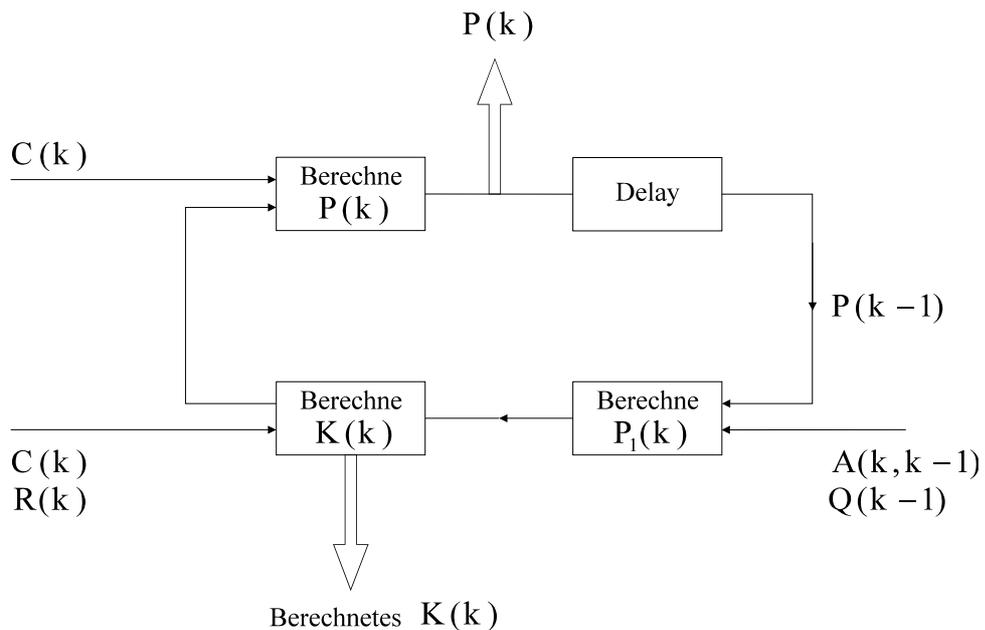


Abbildung 1-8: Unterroutine für das gain  $K(k)$  des KALMAN - Filter

Für die Berechnungen und zum besseren Verständnis des rekursiven KALMAN-Filter ist es sinnvoll, den Algorithmus in folgende Unterpunkte zu gliedern:

time update

$$\hat{x}'(k) = Ax(k-1)$$

$$P^-(k) = AP(k-1)A^T + BQB^T$$

filtergain update

$$K(k) = P^-(k)C^T [CP^-(k)C^T + R(k)]^{-1}$$

state update

$$\hat{x}(k) = \hat{x}'(k-1) + K(k)[y(k) - C\hat{x}'(k-1)]$$

error covariance update

$$P^+(k) = P^-(k) - K(k)C(k)P^-(k)$$

#### ***1.4.2.2 Das Problem der Anfangsschätzung***

Ein wesentliches Problem bei KALMAN-Filtern stellt die Annahme eines Anfangszustandes (Anfangswerte, Anfangslösung) des Schätzwertes und der Fehlerkovarianzmatrix dar. Dies ist deshalb von Bedeutung, weil durch sie die Anfangsergebnisse des Schätzvorgangs stark beeinflusst werden. Ein einfacher Weg die Anfangswerte wenigstens näherungsweise zu bestimmen, besteht in der Annahme, daß die Meßwerte ungestört sind, d.h. unabhängig von Zufallsfluktuationen. Den Anfangswert für

die Kovarianzmatrix des Schätzfehlers stellt das gewählte Prozeßmodell zu Verfügung, sofern zu diesem schon Aussagen getroffen werden können.

### 1.4.3 Zusammenfassung KALMAN - Filter

Eine der herausragenden Eigenschaften von KALMAN - Filtern ist ihre rekursive Struktur bei der optimalen Schätzung von Messungen durch die Verwendung digitaler Rechner. Dabei werden die Daten (Meßwerte) sofort verarbeitet. D.h., die Daten müssen nicht gespeichert werden, lediglich  $\hat{x} = (k - 1)$  muß für die Berechnung zwischengespeichert werden. Sind die Matrizen  $A(k)$  und  $C(k)$  zeitvariant, so muß auch ihr zeitlicher Verlauf gespeichert werden.

Weiterhin muß  $Q(k - 1)$  und  $R(k)$  für  $k=1, 2, \dots$ , d.h. die Statistik der zufälligen Prozesse bekannt sein bzw. angenommen, d.h. beurteilt werden.

Die aktuelle Schätzung  $\hat{x}(k)$  in Abbildung 1-7 ist gegeben durch:

$$\hat{x}(k) = \hat{x}'(k) + Ke'(k) \quad (1.26)$$

wobei  $\hat{x}'(k)$  die vorhergesagte Schätzung und

$$e'(k) = y(k) - C\hat{x}'(k) \quad (1.27)$$

der Fehler ("Meßrest"), auch *innovation sequence* genannt, ist.

Der vorhergesagte Teil  $\hat{x}'(k)$  ist dabei eine Funktion des Zustandsmodells ( $A$ ) und die "Neuerung"  $e'(k)$  ist eine Funktion des neuen Meßwertes. Weiterhin ist festzustellen, daß der Schätzalgorithmus abhängig von dem Wert der *gain* - bzw. Wichtungs - Matrix  $K$  ist. Vereinfacht ausgedrückt bedeutet dies, für kleine  $K$  "glaubt" der Schätzer dem Modell und für große  $K$  "glaubt" der Schätzer dem Meßwert.

Eine Notwendigkeit und ausreichende Bedingung für ein optimales KALMAN - Filter ist, daß  $e'(k)$  mittelwertfrei und "weiß" ist. Aus diesem Grunde sind verschiedene statistische Tests notwendig, auf die hier nicht weiter eingegangen werden soll.

Damit ein KALMAN - Filter für ein System verwendet werden kann, müssen die Systemmodellparameter  $A$  und  $C$ , die statistische Störungen  $(Q,R)$  sowie die Initialbedingungen  $(x(0),P(0))$  spezifiziert werden. Solch ein Modell ist aber immer nur eine Approximation des tatsächlichen physikalischen Modells und die Modellparameter sowie die Fehlerstatistiken sind nur hinlänglich exakt. Evtl. auftretende Modellfehler führen dann zur Divergenz des KALMAN - Filters und  $e'(k)$  ist dann nicht mehr mittelwertfrei und "weiß", sobald solch ein Fall eintritt.

### **1.5 Das Grundprinzip des GPS**

Das bei NAVSTAR-GPS angewandte Ortungsverfahren beruht auf dem Prinzip der Entfernungsbestimmung durch Messung der Laufzeit von Signalen zwischen dem Nutzer und je einem von mehreren Bezugspunkten (hier Satelliten), deren Positionen genau bekannt sind. Dieses Prinzip findet seit langem in landgestützten Funkortungssystemen, wie z.B. DME (Distance Measuring Equipment) und Sekundärradar, Anwendung.

Im folgenden soll auf die Positionsbestimmung wie sie bei GPS praktiziert wird, näher eingegangen werden.

#### **1.5.1 Positionsbestimmung**

Der geometrische Ort aller Punkte im Raum, die von einem Bezugspunkt die gleiche Entfernung  $p$  haben, ist die Oberfläche einer Kugel; oberhalb einer Ebene (z.B. als eben angenommene Erdoberfläche) ist der geometrische Ort die Oberfläche einer Halbkugel und in der Ebene (z.B. Erdoberfläche) ein Kreis mit dem Radius  $p$  und dem Bezugspunkt als Mittelpunkt. Der geometrische Punkt kann zur Ortung benutzt werden, wenn die Koordinaten des Bezugspunktes bekannt sind. Die Oberflächen von Kugel und Halbkugel sind dann Standflächen, der Kreis eine Standlinie, auf denen sich das zu ortende Objekt befinden muß. Die gesuchte Position liegt im Schnittpunkt von mindestens drei Standflächen (im Raum) bzw. im Schnittpunkt von mindestens zwei Standflächen (in der Ebene). Zur Ortung eines Objektes in der Ebene müssen also zwei Entfernungen  $p_1$  und  $p_2$  zu zwei Bezugspunkten  $S_1$  und  $S_2$ , deren Koordinaten  $x_1, y_1$  und  $x_2, y_2$  bekannt sind, gemessen werden. Der Schnittpunkt der beiden Kreise mit den Radien  $p_1$  und  $p_2$  und den Mittelpunkten  $S_1$  bzw.  $S_2$  ist der zu bestimmende Standort P mit den Koordinaten  $x_p, y_p$  (Abbildung 1-9).

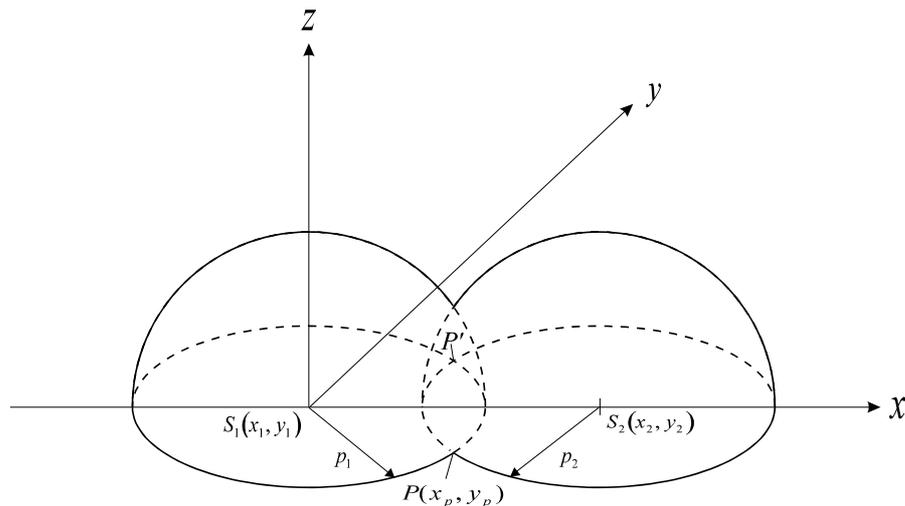


Abbildung 1-9: Zweidimensionales Orten eines Objektes in der Horizontalebene

Der zweite Schnittpunkt  $P'$  ist ein mathematisch möglicher, ortungsmäßig jedoch unrealer Standort. Würde sich das zu ortende Objekt nicht in der Horizontalebene, sondern oberhalb befinden, dann liegt der Standort auf dem Halbkreis (Standlinie), der die Ebene in den Punkten  $P$  und  $P'$  berührt. Zur Bestimmung des Standortes ist dann eine zusätzliche Standfläche erforderlich, die durch eine dritte Entfernungsmessung  $p_3$  zu einem dritten Bezugspunkt gewonnen wird. Das gleiche gilt natürlich auch für den Fall, daß sich die drei Bezugspunkte und das zu ortende Objekt im Raum befinden (Abbildung 1-10). In diesem Fall sind alle Punkte durch drei Koordinaten gegeben. D.h., der Schnittpunkt von drei kugelförmigen Ausbreitungswellen (z.B. 3 Satelliten -  $S_1$ ,  $S_2$ ,  $S_3$ ) stellt die gesuchte Position dar.

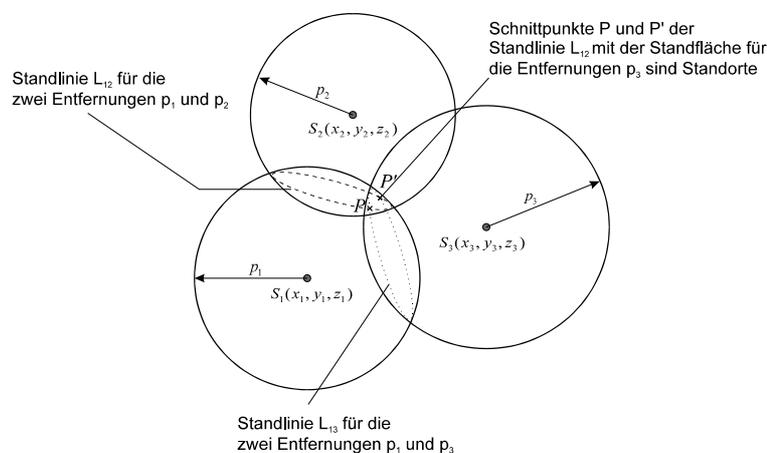


Abbildung 1-10: Dreidimensionales Orten eines Objektes im Raum

Die funktechnische Entfernungsmessung beruht auf der Messung der Laufzeit eines Signals auf dem Weg zwischen Bezugspunkt und Objekt, dessen Standort bestimmt werden soll. Das Produkt aus Laufzeit  $T$  und bekannter Ausbreitungsgeschwindigkeit  $c$  (Lichtgeschwindigkeit) der Wellen ist die gesuchte Entfernung  $p$ .

$$p = c \cdot T \quad (1.28)$$

Die Entfernungsmessung erfolgt beim NAVSTAR-GPS nach dem Einwegverfahren. Dadurch wird der Nachteil des Zweiwegverfahren (z.B. DME, TACAN und Sekundärradar), die Sättigung der Reflexionstransponder, und der damit begrenzten Teilnehmerzahl, bzw. bei passiver Rückstrahlung die geringe Empfangsleistung (z.B. Reflexion am Flugzeug - Primärradar) vermieden.

Das Meßsignal wird dabei im Satelliten (Bezugspunkt) erzeugt, ausgestrahlt und nach durchlaufen der zu messenden Strecke vom Nutzer empfangen (Abbildung 1-11).

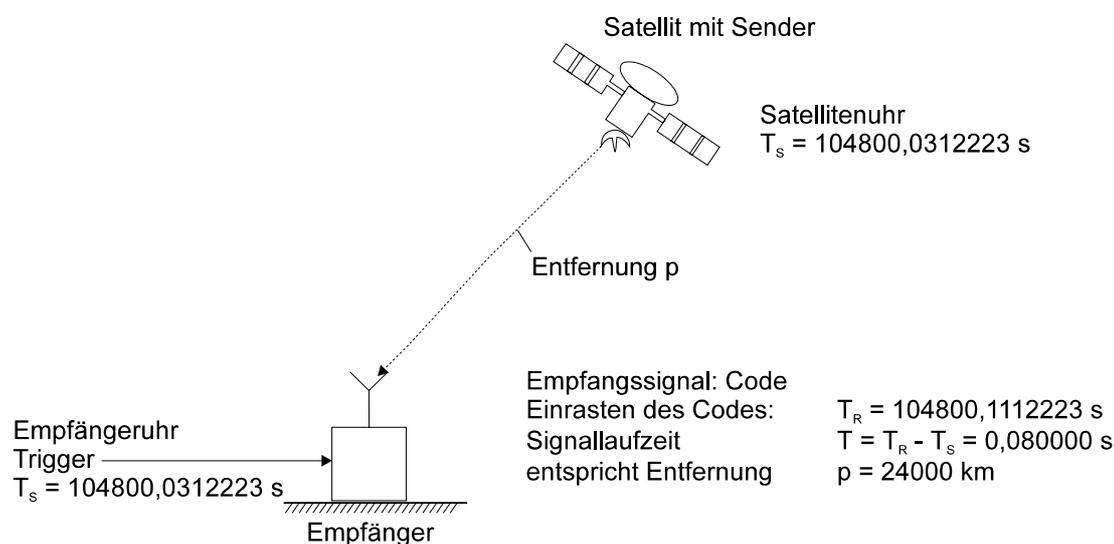


Abbildung 1-11: Prinzip der Entfernungsmessung - Einwegmessung

Die Genauigkeit der Positionsbestimmung hängt dabei von der Genauigkeit der Entfernungsmessung ab und diese wiederum von der Genauigkeit der zu Verfügung stehenden Uhrzeit bzw. Zeitbasis.

Gemessen wird die Laufzeit auf Grund der momentanen Uhrzeiten („Zeitstempel“) bei Ausstrahlung des Signals im Satelliten und bei Empfang durch den Nutzer. Eine genaue Zeitmessung setzt voraus, daß die Uhren beim Nutzer und in den Satelliten synchron und mit hoher Genauigkeit laufen. Ein Zeitunterschied von  $1\mu\text{s}$  ergibt z.B. einen Entfernungsfehler von 300m. Für eine Betriebsdauer von 10 Tagen entspricht das einer Uhrzeittoleranz von  $10^{-12}$ . Ein derartiger Wert läßt sich nur mit einem Atomfrequenznormal erzielen. Wegen des technischen Aufwandes und der Kosten ist deren Einsatz nur in den Satelliten und nicht beim Nutzer möglich. Um die bei der Verwendung weniger genauer „Uhren“, z.B. quarzstabilisierte Oszillatoren, beim Nutzer auftretende Zeitabweichungen und damit entsprechende Entfernungsfehler zu eliminieren, wird bei NAVSTAR-GPS eine Zeitkorrektur vorgenommen, welche Bestandteil des Meßvorganges ist. Für diese Zeitkorrektur (Synchronisation der Empfänger- und Satellitenuhren) ist ein vierter Satellit notwendig.

Es wurde dargelegt, daß zur Positionsbestimmung eines Ortes im Raum prinzipiell drei Entfernungen zu drei Satelliten, deren Koordinaten bekannt sein müssen, zu messen sind. Bei NAVSTAR-GPS gibt es mehrere umlaufende Satelliten (21 aktive Satelliten + 3 Reservesatelliten). [13]

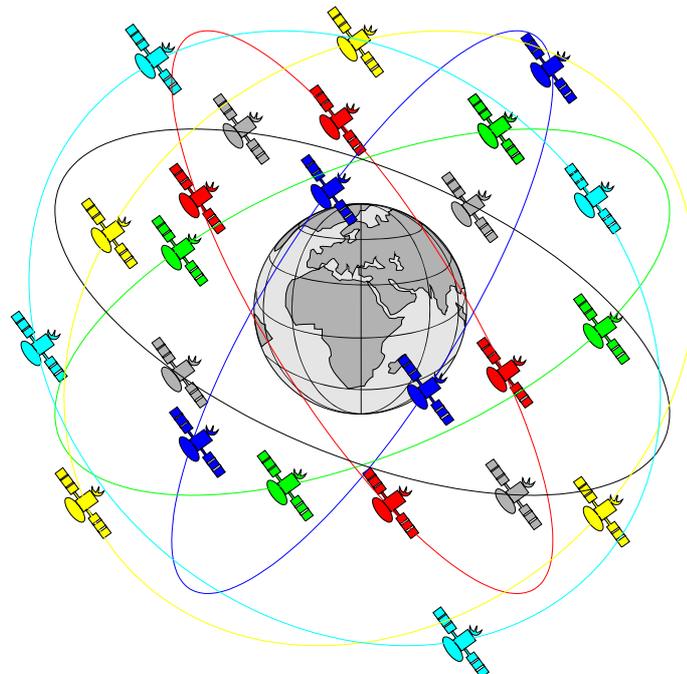


Abbildung 1-12: Konstellation der Satelliten (21 + 3) von NAVSTAR-GPS

Während für die Positionsbestimmung (drei Koordinaten) des Nutzers grundsätzlich nur drei Entfernungsmessungen erforderlich sind, muß zur Ermittlung der Zeitabweichung der Uhrzeit  $\Delta T$  des Nutzers (aus Kostengründen kein Atomnormal im Empfänger) und zur Eliminierung der dadurch entstehenden Meßfehler eine vierte Entfernungsmessung zu einem vierten Satelliten erfolgen. Daher müssen für eine genaue Positionsbestimmung vom Nutzer die Signale von mindestens vier Satelliten quasi gleichzeitig empfangen werden. Durch die Satellitenanordnung des GPS wird gewährleistet, daß fast auf der ganzen Erdoberfläche gleichzeitig vier Satelliten empfangen werden können. Die Anzahl der sichtbaren Satelliten ist aber wiederum eine Funktion der Elevation (Erhebungswinkel über dem Horizont). Eine Simulation zur Anzahl der sichtbaren Satelliten unter verschiedenen Elevationen ist im Anhang zu sehen.

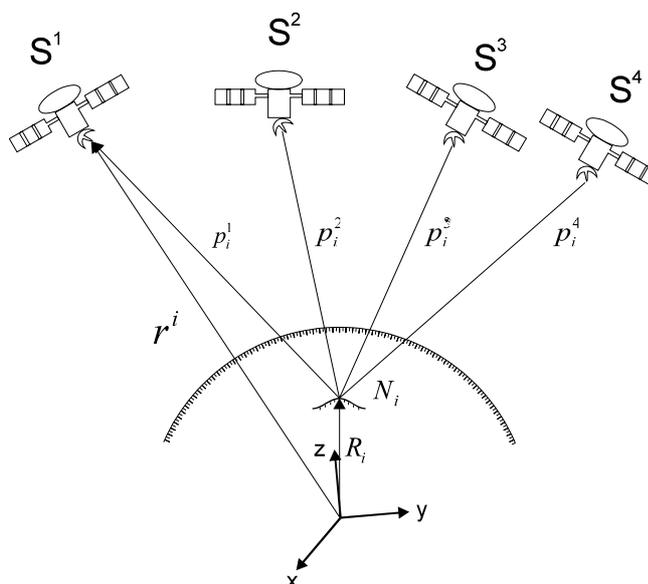


Abbildung 1-13: Distanzmessung (pseudorange) bei GPS

Die vier Entfernungsmessungen führen zu folgenden vier Gleichungen:

$$p_1 = \sqrt{(x_p - x_1)^2 + (y_p - y_1)^2 + (z_p - z_1)^2} + \Delta p + e_i \quad (1.29)$$

$$p_2 = \sqrt{(x_p - x_2)^2 + (y_p - y_2)^2 + (z_p - z_2)^2} + \Delta p + e_i \quad (1.30)$$

$$p_3 = \sqrt{(x_p - x_3)^2 + (y_p - y_3)^2 + (z_p - z_3)^2} + \Delta p + e_i \quad (1.31)$$

$$p_4 = \sqrt{(x_p - x_4)^2 + (y_p - y_4)^2 + (z_p - z_4)^2} + \Delta p + e_i \quad (1.32)$$

$$\Delta p = c \cdot \Delta T \quad (1.33)$$

mit:	$p_1$ bis $p_4$	Pseudoentfernungen (pseudo ranges)
	$x_p, y_p, z_p$	Koordinaten des zu bestimmenden Ortes des Nutzers
	$x_i, y_i, z_i$	Koordinaten des Satelliten $i, i = 1,2,3,4$
	$\Delta p$	Abweichung der Entfernung (resultierend aus Uhrenfehler)
	$\Delta T$	Zeitabweichung der Uhrzeit des Nutzers
	$e_i$	zusätzliche Fehler im System

Aus den Gleichungen (1.29) bis (1.33) lassen sich die vier Unbekannten  $x_p, y_p, z_p$  und  $\Delta T$  berechnen.

Ein weiterer Vorteil dabei ist, daß in dem Moment, in welchem die erste Lösung der Navigationsgleichung vorliegt, alle Navigationsempfänger weltweit auf die Systemzeit synchronisiert sind. Dadurch ist es möglich, weltweit eine hochgenaue Zeit zu Verfügung zu stellen.

Jeder Satelliten strahlt zwei Frequenzen  $L_1$  und  $L_2$  aus dem L-Band (1000...2000 MHz) aus.

Diese Frequenzen sind für alle Satelliten des GPS gleich. Zwei Träger werden verwendet, wobei diese unterschiedliche Informationen (Codes) beinhalten. Gleichzeitig läßt sich aus den Laufzeitunterschieden der beiden Träger die Elektronendichte der Ionosphäre berechnen. Damit kann die in der Ionosphäre auftretende Laufzeitverzögerung (Refraktion - längerer Weg durch Brechung), die das Ergebnis der Entfernungsmessung verfälscht, bestimmt und die Entfernungsmessung korrigiert werden. Die Frequenzen der Träger sind von den in den Satelliten befindlichen Atomfrequenznormalen (derzeit Cäsiumuhren) abgeleitet. Die beiden Träger übertragen die Positionsinformation mit den

aufmodulierten Codesequenzen, die für jeden Satelliten spezifisch sind und damit eine Selektion ermöglichen. Die Codesequenzen sind ebenfalls aus den Atomfrequenznormalen abgeleitet. Die von den Satelliten ausgestrahlten modulierten Träger werden vom Empfänger des Nutzer aufgenommen, demoduliert und ausgewertet. Die Signallaufzeit wird aus den Codesequenzen durch Vergleich mit den im Empfänger erzeugten Codesequenzen in einem Korrelationsprozeß (Verschiebung - KKF) gewonnen. Aus den so bestimmten Signallaufzeiten von vier Satelliten werden die Entfernungen berechnet und aus ihnen und den bekannten Koordinaten der Satelliten die Position  $(x_p, y_p, z_p)$  des Nutzers.

Die Koordinaten der Satelliten  $(x_i, y_i, z_i)$  erhält der Nutzer durch die von den Satelliten mit zusätzlicher Modulation der Codesequenzen übermittelten sog. Navigationsmitteilung.

Unabhängig von der Positionsbestimmung kann der Nutzer seine Geschwindigkeit nach Betrag und Richtung ermitteln. Dazu werden die Dopplerfrequenzverschiebungen gemessen, die durch die Relativbewegungen des Nutzers gegenüber den drei Satelliten entstehen.

Die beiden Träger  $L_1$  und  $L_2$  der Satelliten sind, wie bereits erwähnt, mit den satellitenspezifischen Codesequenzen, die der Laufzeit- bzw. der Entfernungsmessung dienen, moduliert. Diese Codesequenzen sind selbst mit einem Bitstrom moduliert, der die Navigationsmitteilungen enthält. Das sind Informationen, die von den einzelnen Satelliten dem Nutzer übermittelt werden, der sie zur Berechnung der Koordinaten seines Ortes benötigt.

Dazu gehören:

- Koordinaten der Positionen der Satelliten im Moment der Ausstrahlung dieser Mitteilung
- Ephemeriden der Satelliten (Bahnparameter)
- Korrekturwerte für die Satellitenuhren
- Korrekturwerte für die Wellenausbreitung in der hohen Atmosphäre

- Almanach (Sammlung von Daten sämtlicher Satelliten, nach denen der Nutzer die Wahl der jeweils günstigsten Satelliten treffen kann)

Für die Positionsbestimmung können je nach Genauigkeitsanforderung und zu Verfügung stehender Technik unterschiedliche Größen des GPS - Signals ausgewertet werden:

- Codephase (*pseudorange*)
- Dopplercount
- Trägerphase

Weitere technische Einzelheiten sind im Anhang erläutert.

### 1.5.2 Die GPS-Navigationslösung

Im folgenden soll noch einmal näher auf die Navigationslösung eingegangen werden.

Die Lösung der Navigation mittels GPS basiert auf der Grundlage von Vektor - und Matrizenalgebra. Folgende Anfangsgrundgleichung kann nach Abbildung 1-14 als Ausgangsgleichung verwendet werden:

$$\bar{R}_u = \bar{R}_i - \bar{D}_i \quad (1.34)$$

- mit:
- $\bar{R}_u =$  der Vektor vom Erdmittelpunkt zum Nutzer,
  - $\bar{D}_i =$  der Vektor vom Nutzer zum i-ten Satelliten,
  - $\bar{R}_i =$  der Vektor vom Erdmittelpunkt zum i-ten Satelliten und
  - $i =$  1 bis n Satelliten  $\geq 4$  ist

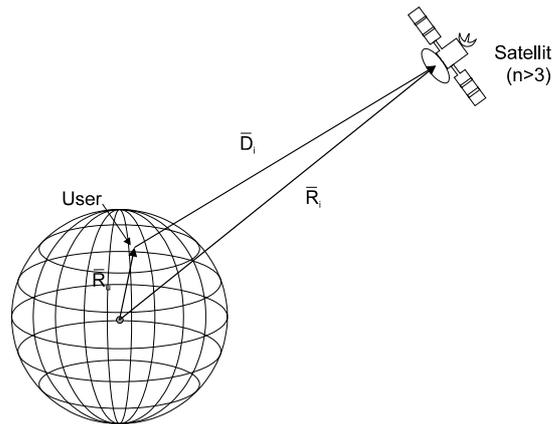


Abbildung 1-14: Geometrie der Navigationslösung

Die Lösung des Vektors  $\bar{R}_u$  wird die drei Unbekannten der Nutzer - Position, bezeichnet als  $R_{uj}$ , in einem dreiachsigen Referenzkoordinatensystem ergeben. Die Komponenten von  $\bar{R}_i$  sind bekannt, basierend auf den Ephemeriden der Satelliten.  $\bar{D}_i$  wird als *pseudorange* über die Laufzeitmessung von den Satellitensignalen mit Berücksichtigung der Satelliten - und Empfängeruhr Korrekturen bestimmt.

Nach Definition von  $\bar{e}_i$  als Einheitsvektor vom Nutzer zum Satelliten und damit

$\bar{e}_i \cdot \bar{D}_i = D_i$  (Nutzer - Satelliten Entfernung) ergibt sich:

$$\bar{e}_i \cdot \bar{R}_u = \bar{e}_i \cdot \bar{R}_i - D_i \quad (1.35)$$

Die Entfernung,  $D_i$ , zum Satelliten, kann folgendermaßen ausgedrückt werden:

$$D_i = \rho_i - B_u - B_i, \quad (1.36)$$

wobei  $\rho_i$  der gemessene *pseudorange* ist.  $B_u$  und  $B_i$  sind gewissermaßen die Entfernungäquivalente des Empfänger - bzw. Satelliten - Uhren - Offsets.

Aus (1.36) in (1.35) ergibt sich:

$$\bar{e}_i \cdot \bar{R}_u - B_u = \bar{e}_i \cdot \bar{R}_i - \rho_i + B_i \quad (1.37)$$

Das Set der Gleichungen (1.37) sind die Basis - Entfernungsgleichungen, welche die vier Unbekannten enthalten, bestehend aus den drei Achsenkomponenten der User - Position in  $\bar{R}_u$  und dem Entfernungsäquivalent des Empfängeruhr - Offsets  $B_u$ , und damit die vier erforderlichen Gleichungen für die Lösung.

Eine Lösung ergibt sich durch die Def. folgender Matrix:

$$X_{u(4 \times 1)} = \left| R_{u1}, R_{u2}, R_{u3}, -B_u \right|^T, \quad (1.38)$$

welche die Unbekannten der Nutzer - Position sowie die Uhren - Korrektur beinhaltet.

$$G_{u(n \times 4)} = \begin{vmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \\ \vdots \\ r_n \end{vmatrix} \quad A_{u(n \times 4n)} = \begin{vmatrix} r_1 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & r_2 & 0 & & 0 \\ 0 & 0 & r_3 & & 0 \\ \vdots & \vdots & & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & r_n \end{vmatrix} \quad (1.39)$$

mit:  $r_i = (e_{i1}, e_{i2}, e_{i3}, 1)$   
 $0 = (0, 0, 0, 0)$

Dabei ist zu beachten, daß  $e_{ij}$  die Komponenten des Einheitsvektors,  $\bar{e}_i$ , in jeder der drei Achsen und gleichzeitig die Richtungscosinanten vom Nutzer zum Satelliten sind.

$$\bar{S}_{(4n \times 1)} = \left| R_{11}, R_{12}, R_{13}, B_1, R_{21}, R_{22}, R_{23}, B_2, \dots, R_{n1}, R_{n2}, R_{n3}, B_n \right|^T, \quad (1.40)$$

$$\bar{\rho}_{(n \times 1)} = \left| \rho_1, \rho_2, \rho_3, \dots, \rho_n \right|^T \quad (1.41)$$

Folgende Aufstellung der definierten Matrix repräsentiert das Gleichungssystem (1.37) und wird die gewünschte Lösung für  $\bar{X}_u$  erleichtern:

$$G_u \bar{X}_u = A_u \bar{S} - \bar{\rho} \quad (1.42)$$

Für eine Anzahl von Satelliten  $\geq 4$  ist eine Lösung mit der Methode der kleinsten Quadrate möglich, wobei beide Seiten der Gleichung (1.42) mit  $G^T$  multipliziert werden:

$$G_u^T G_u \bar{X}_u = G_u^T [A_u \bar{S} - \bar{\rho}] \quad (1.43)$$

Nach der gewünschten Lösung umgestellt ergibt sich:

$$\bar{X}_u = [G_u^T G_u]^{-1} G_u^T [A_u \bar{S} - \bar{\rho}], \quad (1.44)$$

$G_u$  und  $A_u$  bestehen hauptsächlich aus  $e_{ij}$ , den Richtungscosinanten vom Nutzer zum Satelliten. Die Lösung von Gleichung (1.44) erfordert ein iteratives Verfahren (z.B. KALMAN - Filter) mit geschätzten Anfangswerten der Richtungscosinanten  $e_{ij}$  herrührend von einer unabhängigen Schätzung der Nutzer - Position.[9]

### 1.6 Technische Konzeption und Modellbildung des NAVSTAR-GPS

Das System NAVSTAR-GPS umfaßt die in Abbildung 1-15 genannten Segmente.

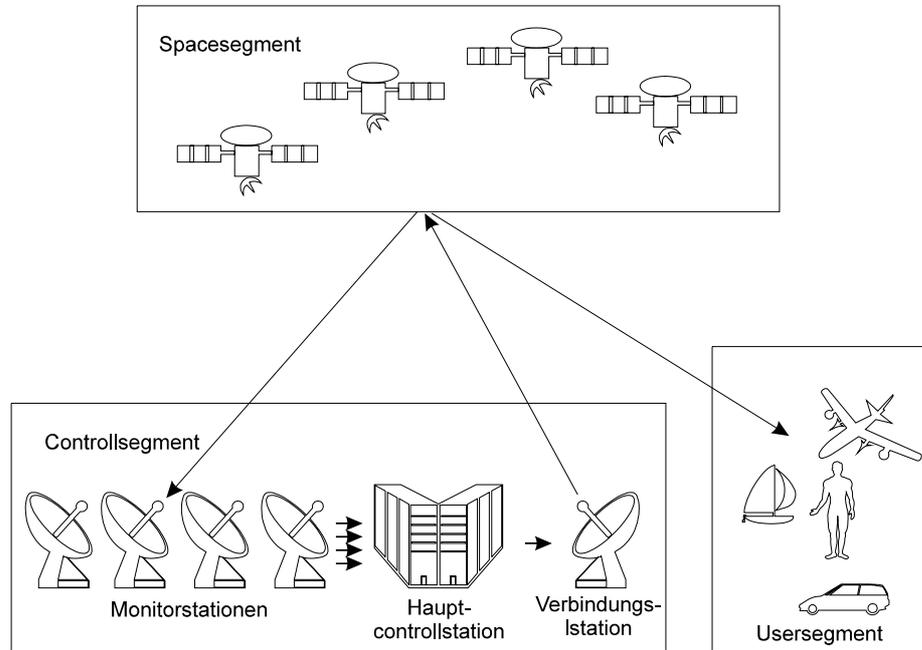


Abbildung 1-15: Segmente des GPS

Für eine detaillierte Beschreibung dieser Segmente sowie des GPS-Modells an sich sei auf den Anhang verwiesen.

Weiterhin werden dort Themen *Dopplercount*, *Geschwindigkeitsbestimmung* und *Erhöhung der Genauigkeit durch Trägerphasenauswertung* kurz angesprochen.

### 1.7 DGPS

Eine Ausnutzung des NAVSTAR-GPS bis zur Grenze der theoretischen Leistungsfähigkeit ist mit dem Differential-GPS (DGPS) zu erreichen.

Die Grundidee besteht darin, dass Beobachtungsdifferenzen frei von vielfältigen Fehlereinflüssen, wie sie bei Einzelmessungen mit gleichem Vorzeichen und Betrag auftreten, sind. Um dies zu realisieren wird mit Hilfssendern gearbeitet. Dabei wird die Position der DGPS - Sende- / Empfangsstation sehr genau vermessen. Die mit dieser Station empfangenen bzw. berechneten Positionsdaten werden mit den tatsächlichen (bekannten) Positionsdaten verglichen und zu einem Korrekturwert verarbeitet. Dieser wiederum wird z.B. über einen Funkkanal (z.B. LW) mehreren mobilen Empfängern zu Verfügung gestellt, siehe Abbildung 1-18 "Prinzip des DGPS bei der Fahrzeugnavigation". Eine Voraussetzung dafür ist jedoch, daß diese Empfänger in der Lage sind, DGPS-Signale zu verarbeiten, und dadurch ihre eigene Positionsbestimmung zu optimieren. Diese Meßanordnung wird unter dem Begriff Differential-GPS (DGPS) geführt.

Fehlerquelle	Abs. Fehler	Differential C/A Code			
		0 [km]	200 [km]	1000 [km]	2000 [km]
Satellitenuhr	3,0	0	0	0	0
Bahndaten	2,7	0	0,1	0,5	1,0
Satelliten	31,7	0	0	0	0
Ionosphäre	6,0	0	1,4	3,1	4,3
Troposphäre	1,8	0	1,8	1,8	1,8
Empfänger	0,7	1,0	1,0	1,0	1,0
UERE (RMS)	33,3	1,0	2,5	3,8	4,8
Genauigkeit in der Ebene*	100,0	3,0	7,5	11,4	14,4
* Angabe in Metern: $2\sigma = 95\%$ : HDOP = 1,5 UERE = User Equivalent Range Error: RMS = Root Mean Square					

Tabelle 1-6: Fehlerausgleich durch DGPS [1]

### 1.7.1 Real Time Differential GPS über Langwelle

Das Real Time Differential GPS über Langwelle ist ein Gemeinschaftsvorhaben des Instituts für Angewandte Geodäsie, Außenstelle Potsdam, und der Deutschen Telekom AG und wird sich voraussichtlich zu einem kommerziell angebotenen DGPS-Dienst etablieren.

Nach umfangreichen Testmessungen mit Real Time Differential GPS im Institut für Angewandte Geodäsie Frankfurt am Main, Außenstelle Potsdam, wurde zur Funkausstellung 1995 in Berlin der Abschluß einer Entwicklung vorgestellt, welche die bundesweite Bereitstellung von DGPS/RTCM-Korrekturdaten (RTCM - Radio Technical Commission for Maritime Services) zum Ziel hat. Es sind zwei Komponenten, auf die sich diese Entwicklung stützt:

1.

Die Nutzung der Langwelle in Verbindung mit modernen Übertragungs- und Modulationsverfahren, welche die Überdeckung eines Gebietes größer als Deutschland durch den Betrieb eines einzigen Langwellensenders ermöglicht, nur geringe Abschattungen aufweist und den Einsatz kleiner, preiswerter Spezialempfänger gestattet. Perspektivisch ist deren Integration in den GPS-Empfänger vorgesehen.

2.

Die Bildung und Übertragung von DGPS-Korrekturdaten im standardisierten RTCM-Format, Version 2.0, und ihre Übertragung im Radio-Data-System (RDS) seit März 1995. Das Radio-Data-System ist hardwaremäßig realisiert und arbeitet mit einem standardisierten Format.

Die Korrekturdaten stehen in Echtzeit einem unbegrenzten Nutzerkreis zur Verfügung. Sie werden von der Sendefunkstelle Mainflingen (bei Frankfurt am Main) über 123,7 kHz RDS - codiert ausgestrahlt. Aus einem entsprechendem Langwellen - Empfänger können sie unmittelbar einem RTCM - fähigen GPS - Gerät zugeführt werden (RS232).

Real Time Differential GPS mit einem Genauigkeitslevel  $< 5$  m ist ein Hilfsmittel für Ortungs- und Navigationsaufgaben. Diese Genauigkeit genügt vielen Anforderungen bei der Fahrzeugnavigation (Straßen-, Schiffs- und Flugverkehr), beim Flottenmanagement

(Transport- und Taxiunternehmen), bei Rettungs- und Sicherheitsdiensten (Polizei, Feuerwehr, Krankentransport, Technisches Hilfswerk), in der Landwirtschaft, im Umweltschutz, bei der Container- und Lagerverwaltung und bei dem großen Spektrum der Geoinformationssysteme.

Real Time Differential GPS nutzt differentielle Techniken. Am Referenzpunkt werden durch den Vergleich gemessener (instantaner) Koordinaten mit den Sollwerten (Europäisches Referenzsystem EUREF) die DGPS-Korrekturdaten bezüglich der Entfernung der Satelliten (*pseudoranges* und *pseudorange rate corrections*) berechnet.

Unter der Voraussetzung, daß am Ort des Nutzers eine Reihe von Fehlereinflüssen (Ionosphäre, Zeit, Satellitenbahn) die gleiche Größenordnung hat wie am Referenzpunkt, wird eine Positionsverbesserung errechnet. Gleichzeitig wird auch der SA - Effekt (*Selected Availability*) eliminiert, der die Genauigkeit des GPS - Systems einschränkt.

Die mit einem GPS-Empfänger auf einer Feldstation gemessenen Entfernungen zu den Satelliten werden gemeinsam mit den über Langwelle zu empfangenen Korrekturwerten zur Positionsbestimmung verwendet. Dadurch ist deren Unsicherheit von ca. 100 m auf  $< 5\text{m}$  ( $\sigma$ ) reduziert. Vergleichsmessungen auf Punkten des genauesten Vermessungsnetzes der Bundesrepublik Deutschland haben diese Genauigkeiten bestätigt.

Auf der Basis einer Vereinbarung zwischen dem Institut für Angewandte Geodäsie in Frankfurt am Main und der Deutschen Telekom AG werden Konzepte realisiert, die 3 Ausbaustufen vorsehen. Nach dem Start und einer Demonstration auf der Internationalen Funkausstellung Berlin, im August 1995, wird eine Testphase folgen. In einer sich anschließenden Aufbauphase sind die Stabilisierung sowie die Absicherung und Überwachung (Monitorstation) in Verbindung mit einer Anzahl von Gerätedoppelungen und dem Einsatz einer neuen Software geplant. Die 3. Phase (Betrieb) wird auch eine Weiterentwicklung des Real Time Differential GPS einschließen. [26]

Für die Versuchsdurchführung zur Anfertigung dieser Diplomarbeit stand kurzzeitig ein DGPS-LW-Empfänger (Dekoder) leihweise zu Verfügung.

### ***1.8 INS - Trägheitsnavigationssystem***

Neben dem noch recht jungen Positionsbestimmungssystem GPS gibt es schon längere Zeit ein anderes Prinzip bzw. Systeme, mit deren Hilfe man seine Position bestimmen bzw. navigieren kann. Es soll im folgenden kurz vorgestellt werden.

Die Trägheitsnavigation (INS - Inertial Navigation System) ist ein schon betagtes Verfahren unter den Navigationssystemen, dennoch aber nicht minder interessant. Der bekannteste Vertreter aus diesem Bereich ist wohl der Kreiselkompaß.

Bei ihm wird der Sachverhalt zunutze gemacht, daß eine gleichförmig bewegende Masse bei von außen einwirkenden Kräften einer gewissen Trägheit unterliegt, d.h. in selben Lage verharrt.

Weitere Sensoren bei denen Lageänderungen registriert werden, sind:

- Beschleunigungssensoren (z.B. piezoelektrisch Ausführung)
- Faseroptischer Kreisel (*fiber optics gyroscop*)
- Laseroptische Kreisel (*laser optics gyroscop*)

Der Hauptvorteil des INS ist, daß es sich dabei um ein geschlossenes eigenständiges Navigationssystem handelt.

Das Prinzip der damit möglichen bzw. verwendeten Navigation wird als Koppelnavigation bezeichnet. Dabei wird das INS an einer bekannten Position initialisiert, d.h. mit hoch genauen bekannten Koordinaten synchronisiert. Aus der Aufzeichnung von zurückgelegter Entfernung, der Geschwindigkeit und Beschleunigung sowie von Lageänderungen läßt sich dann die neue Position durch ankoppeln an die vorherige bekannt Position bestimmen.

Der Nachteil besteht in der Drift der Sensoren als Funktion der Zeit. Durch Realisierung aufwendiger Systeme lassen sich jedoch sehr gute Ergebnisse für die Navigation erzielen.

### 1.8.1 INS - GPS

GPS und INS haben komplementäre Eigenschaften und ergänzen sich deswegen hervorragend in einem integriertem System. Der Langzeitstabilität (Genauigkeit) des GPS steht die sehr gute Kurzzeitstabilität des INS gegenüber. D.h., entweder wird das INS periodisch oder im Bedarfsfall durch das GPS reinitialisiert bzw. bei Ausfall des GPS (z.B. Sichtbarkeitsprobleme) übernimmt das INS die Navigation für die Ausfallzeit.

Eigenschaften	GPS	INS
Eigenständig in sich abgeschlossen	nein	ja
Verlässlichkeit (Integrity Monitoring; Abschattung; Störung)	gering	hoch
Datenrate	gering (0,5-1[Hz])	hoch (ca. 60[Hz])
Dynamik	gering	hoch
Lageinformation	nur über Antennenarray	ja
Initialisierung	nicht notwendig	notwendig
Langzeitstabilität	sehr gut	schlecht
Kurzzeitstabilität	brauchbar (SA)	sehr gut

Tabelle 1-7: Gegenüberstellung von GPS - INS [1]

Liefern beide Navigationssysteme ihre Daten einem gemeinsamen System (z.B. KALMAN - Filter), wie in Abbildung 1-16 gezeigt, ist eine sehr gute Schätzung der Systemposition, dessen Geschwindigkeit und Verhalten möglich.

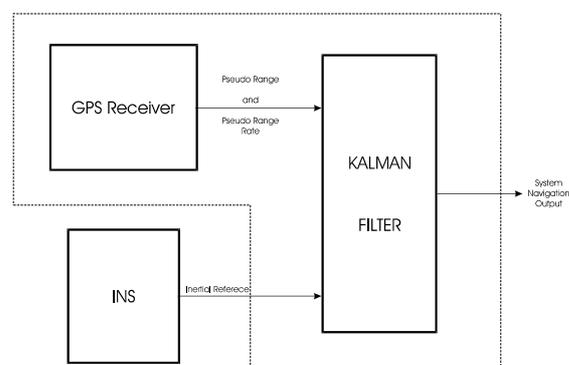


Abbildung 1-16: GPS/INS Integration Blockdiagramm

### ***1.9 Kinematische Positionsbestimmung - Fahrzeugnavigation***

Das Ziel bei der kinematischen Positionsbestimmung ist es, unabhängig von Fehlereinflüssen, welche durch das System bzw. die Eigenbewegung und das Umfeld entstehen, die aktuelle Position z.B. eines Fahrzeuges so genau wie nötig mit vertretbarem Aufwand zu bestimmen.

Bei der Fahrzeugnavigation handelt es sich um eine Positionsbestimmung eines beweglichen Punktes.

Bei größeren Geschwindigkeiten kann für eine Positionsfestlegung jeweils nur einzelne bzw. eine begrenzte Anzahl von Messungen zu jedem identifizierten Satelliten durchgeführt werden, da während der Meßzeit möglichst keine Positionsveränderung erfolgen soll. Maßgeblichen Anteil dabei hat auch der Receivertyp mit seiner maximal möglichen Samplerate

Eine ausreichende Genauigkeit kann dabei nur durch die Einbeziehung von zusätzlichen Parametern weiterer Einflüsse sowie zusätzlichen Informationen erreicht werden. Abbildung 1-17 zeigt ein Fahrzeugnavigationssystem, wie es derzeit bei einem namhaftem Autohersteller in Deutschland bei PKW's der oberen Preisklasse Verwendung findet.

Bei diesem Fahrzeugnavigationssystem stehen dann die von den verschiedenen Sensoren bereitgestellten Informationen für die weitere Verarbeitung zu Verfügung.

Durch Minimierung des im Moment relativ erheblichen Aufwandes unter Beibehaltung bzw. Erhöhung der Navigationsgenauigkeit soll es angestrebt werden, solche Systeme für jede Preisklasse zugänglich zu machen. Diese Arbeit soll dazu beitragen.

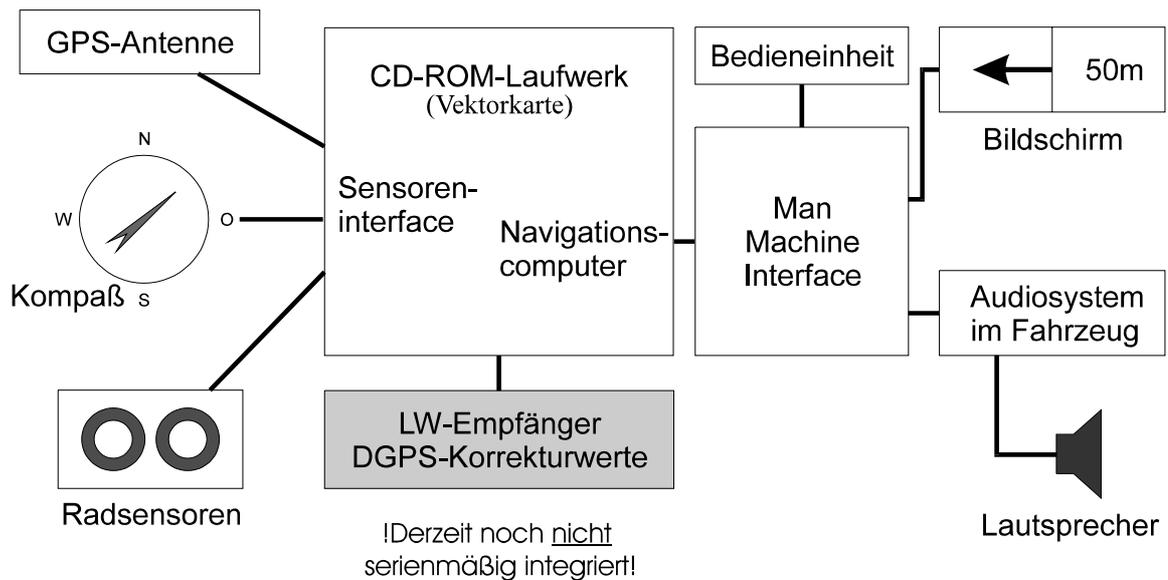


Abbildung 1-17: Fahrzeugnavigationssystem "CARIN"

Eine neue, bisher nicht bei der zivilen Fahrzeugnavigation angewandte Methode stellt die Verwendung des DGPS (Kapitel 1.7 "DGPS") dar. Im folgenden Abschnitt wird darauf näher eingegangen

### 1.9.1 DGPS mit Landfahrzeugen

Kinematische Punktbestimmung heißt, die Position bewegter Objekte bzw. Objektgruppen wird in Abhängigkeit von der Zeit bestimmt. Dabei gelten die im vorhergehenden Abschnitt gemachten Modellansätze.

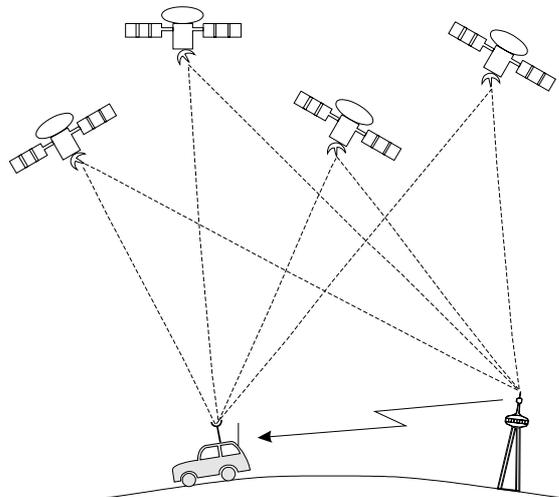


Abbildung 1-18: Prinzip des DGPS bei der Fahrzeugnavigation

Während für die Einzelpunktbestimmung keine Zusatzgeräte benötigt werden, wenn die Positionswerte *offline* in einem Postprozeß mit vorhandenen DGPS - Korrekturdaten optimiert werden in ausgeführt werden kann, benötigt man für die relative Punktbestimmung bei der Fahrzeugnavigation (*online* - Echtzeit) eine Einrichtung für die unmittelbare Datenübertragung (z.B. ein Telemetriesystem wie: RDS, LW o.ä.) von einer Referenzstation, welche DGPS - Korrekturdaten aussendet, zum bewegten Empfänger. Dieser Empfänger muß in der Lage sein, diese Korrekturwerte zu verarbeiten.

### 1.9.2 Geschwindigkeit und Beschleunigung

Ein Problem bei der Fahrzeugnavigation mittels GPS ist die Geschwindigkeit des Fahrzeuges. Insbesondere wenn zu jedem Zeitpunkt die aktuelle Position der Fahrzeuges zu Verfügung stehen soll. Hat der GPS - Empfänger z.B. eine Samplerate von 1 Hz, und fährt das Fahrzeug mit einer konst. Geschwindigkeit von 50 km/h, so legt das Fahrzeug zwischen zwei aufeinanderfolgenden Positionsbestimmungen eine Entfernung von ca. 14 m zurück. Zwischen diesen zwei Messungen können keine Angaben über den Zustand des Fahrzeuges ausgesagt werden, wenn nicht zusätzliche Sensoren bzw. Systemmodelle in die Positionsbewertungsalgorithmen integriert sind.

In Tabelle 1-8 sind einige Eckwerte von Fahrzeuggeschwindigkeiten in km/h und die dazu korrespondierenden Werte in m/s angegeben.

$v \left[ \frac{\text{km}}{\text{h}} \right]$	$v \left[ \frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$
10	2,78
20	5,55
50	13,89
80	22,22
100	27,78
150	41,67

Tabelle 1-8: Geschwindigkeitsvergleich von km/h => m/s

Deshalb ist von Bedeutung, wie oft der GPS-Empfänger eine neue Navigationslösung zu Verfügung stellen kann (Updateintervall), d.h. die Samplerate des Empfängers sollte relativ hoch liegen.

Es kann jedoch davon ausgegangen werden, daß bei der Notwendigkeit einer hohen Auflösung (z.B. mobile Vermessungen) die Geschwindigkeit relativ gering gewählt werden kann. Für die Nutzung im öffentlichen Straßenverkehr ist dieser Fakt jedoch nicht zu unterschätzen und bedarf im Zweifelsfall einer näheren Untersuchung. Auch hier bietet sich die Kombination des GPS mit unterstützenden Sensoren (z.B. INS) und einem geeigneten Modell an, um eine nahezu kontinuierliche Zustandsbewertung (z.B. Position) des Systems zu ermöglichen.

Der im Moment zu Verfügung stehend Empfänger „MicroTracker“ ermöglicht eine maximale Abtastrate von 1 Hz. Dies ist für erste Versuche völlig ausreichend, muß aber bei der Meßwerterfassung bzw. Auswertung mit berücksichtigt werden.

### **1.9.3 Genauigkeit der kinematischen Punktbestimmung mit NAVSTAR-GPS**

Über die Genauigkeit der kinematischen Punktbestimmung kann nur bei Vorhandensein und Vergleich mit absoluten Koordinaten bzw. Referenzen, wie Geschwindigkeits- und Beschleunigungsmesser eine Aussage getroffen werden. Die Fehlereinflüsse sind recht umfangreich und werden beeinflußt von der maximalen Samplerate des Empfängers über die Dopplerverschiebung, der Satellitensichtbarkeit bis zur Genauigkeit bzw. Auflösung vorhandener Referenzvektorkarten zur Synchronisation.

Es Bedarf daher immer einer genauen Aufwands- und Systemeinschätzung, um die nötige Genauigkeit realisieren zu können.

### **1.10 Map Matching**

Eine Anwendung, welche derzeit immer mehr Interesse erfährt und besonders für die Automobilindustrie an Bedeutung gewinnt, sind Zielführungssysteme für Kraftfahrzeuge. Darunter versteht man ein Navigationshilfsmittel, welches einen Fahrer auf dem Weg zu einem Ziel in unbekannter Umgebung unterstützt. Die Qualität und der Nutzen dieser Navigationshilfsmittel hängen davon ab, wie genau und zuverlässig die GPS/DGPS-Positionswerte sind und welche zusätzlichen Komponenten bzw. Verfahren mit dem GPS integriert bzw. kombiniert werden.

Eines dieser Verfahren wird *map matching* genannt.

Eine Voraussetzung für dieses Verfahren sind elektronische Karten im Vektor- oder Rasterformat (Bitmaps). Erstere beschreiben Anfangs- und Endpunkt einer Route und sind deshalb für die Routenfindung sehr gut geeignet - siehe 3. "Erstellung einer Vektorkarte", während sich pixelorientierte Karten zwar recht einfach durch Scannen von Papierkarten erstellen lassen, aber die gewünschte Nutzung nicht zulassen. Des Weiteren lassen sich in diesen Vektorkarten Zusatzinformationen unterbringen, welche an feste Positionen oder Gebiete gebunden sind (z.B. Umweltdaten, Geländeeigenschaften, Gebäude, Sehenswürdigkeiten usw.).

Diese Zielführungssysteme erhalten ihre Informationen zur aktuellen Position und Bewegung über das GPS (DGPS), von Radumdrehungsmessern (ABS - Sensoren), Magnetkompaß und Drehgeschwindigkeitssensoren (z.B. Gyroskop).

Das Wesentliche bei Zielführungssystemen ist die Routenfindung zwischen dem gewählten Start- und Zielpunkt, gegebenenfalls mit Alternativvorschlägen und automatischer Neubestimmung bei Kursabweichung.

Sind alle Informationen der Sensoren vorhanden, lassen sich die mittels GPS (DGPS) gemessenen Positionen mit dem zurückgelegten Kurs koppeln und mit einer Vektorkarte in Deckung bringen. Diese Vorgehensweise nennt man *map matching* - d.h. allgemein die Synchronisation bzw. Projektion der GPS-Positionsdaten auf eine Vektorkarte.

Das Grundprinzip des *map matching* soll bei dem später beschriebenen DGPS-Korrekturfilter zur Anwendung kommen.

## 2 GPS / DGPS - Versuchsdurchführung

Für eine Analyse der Probleme bei der Fahrzeugnavigation ist es sinnvoll, eine praktische Untersuchung durchzuführen. Dazu ist es zweckmäßig, ein bekanntes Areal abzufahren (auszumessen) und die gewonnenen Daten auszuwerten.

### 2.1 Die Gewinnung der Meßwerte

Als Beispielgebiet, welches die DGPS-Meßdaten für weitere Untersuchungen liefern soll, wurde der Campus der Universität Ilmenau gewählt. Dabei wurde zum einen ein Rundkurs zur allgemeinen Beurteilung von GPS bzw. DGPS ausgewählt. Für die Untersuchung der Genauigkeitsverbesserung unter Verwendung von DGPS und *map matching* wurde eine entsprechend den Erfordernissen und Möglichkeiten geartete Versuchsstrecke gewählt - siehe Kapitel 3 "Erstellung einer Vektorkarte".

### 2.2 Versuchsaufbau mit dem MicroTracker<sup>TM</sup> LP

Für die Aufnahme der Meßwerte standen folgende Geräte zu Verfügung:

- GPS - Receiver MicroTracker mit Magnetantenne [8]
- LW - DGPS - Korrekturdatenempfänger mit Antenne (Prototyp)
- Versorgungsspannung 12 Volt (PKW - Batterie)
- Laptop mit Windows 3.1
- Transfersoftware, welche die Daten von der seriellen Schnittstelle des MicroTracker in ein File des Laptops einliest, aus [32]
- Fahrzeug (PKW) zur Installation und Bewegung der Meßanordnung
- entsprechende Stromversorgungs -, Antennen - und Schnittstellenkabel

Das MicroTracker - Modul ist mit zwei seriellen Schnittstellen (RS 232, 9 polig Sub - D) ausgestattet. Eine Schnittstelle dient zu Datenübertragung zu einem angeschlossenen Datenaufzeichnungs - bzw. Auswertgerät (z.B. Laptop). Die zweite Schnittstelle dient zur Aufnahme von Korrekturdaten für den DGPS - Betrieb. Diese Korrekturdaten werden von

einem speziellen LW-RDS - (LW - Radio Data System) Empfänger in einem dafür standardisierten Format, dem RTCM SC 104 Typ 1 Vers. 2.0 zu Verfügung gestellt.

Eine wichtige Kenngröße des GPS - Empfängers ist seine Samplerate, d.h. jene Frequenz, mit welcher der GPS - Empfänger neue Navigationslösungen liefern (berechnen) kann. Beim MicroTracker - Empfänger beträgt die maximale Samplefrequenz 1 Hz.

Bei der Antenne des GPS-Empfängers handelt es sich um eine aktive Arrayantenne mit Magnetfuß zur Befestigung. Alle Geräte werden mit 12 V Gleichspannung aus einer Autobatterie versorgt.

Im folgenden ist der Versuchsaufbau dargestellt:

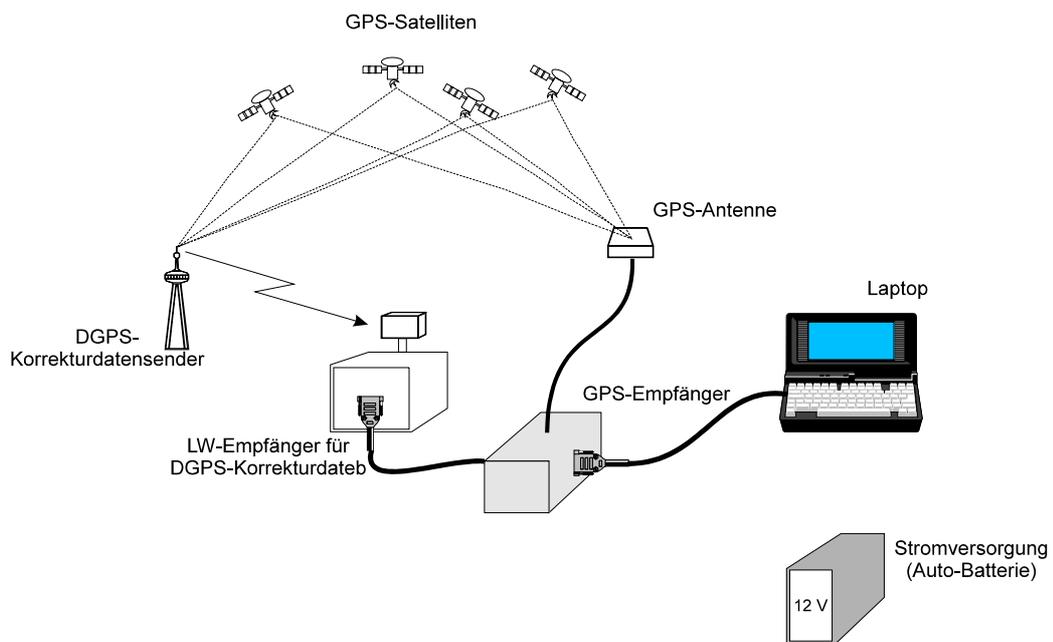


Abbildung 2-1: Aufbau der Versuchsanordnung zur Messwertaufnahme mit DGPS

### 2.2.1 Hinweise bei der Messwertaufnahme

Bei einer kontinuierlichen Aufzeichnung fallen pro Stunde ca. 1,5 MByte an Daten an. Aufgrund der sehr begrenzten Akkukapazität des Laptops, welcher für die Messwertaufnahme benötigt wird, sind jedoch lediglich geschlossene Meßzyklen von maximal 20 min möglich gewesen.

Probleme und Fehler bei der Meßwertaufnahme:

- ungleichmäßige Geschwindigkeit der Fahrzeugbewegung
- keine hundertprozentige Deckungsgleichheit der Fahrtroute und Lenkbewegungen bei wiederholter Durchfahung der Meßstrecke (z.B. für Vektorkartenerstellung)
- keine Zeitsynchronisation der Meßwerte zwischen den einzelnen Versuchsfahrten möglich
- unterschiedliche Multipathfehler an gleichen Meßpunkten durch die variierende Satellitenkonstellation
- verschiedene Ausgangsbedingungen für die verschiedenen Meßfahrten zu unterschiedlichen Zeiten variierende Satellitenkonstellation
- gestörter DGPS-Empfang (LW-Sender) durch schlechtes Wetter (Regen, Nebel) und nicht optimal angepaßte LW - Antenne

### 2.2.2 Konvertierung der Meßwerte

Die Aufzeichnung und Abspeicherung der Meßwerte erfolgt in einem Binärformat. Dieses Binärformat ist auch das Inputfile für die Wegedarstellung mittels eines entsprechenden Programmes aus [32] unter MATLAB<sup>TM</sup> (Version 4.2c).

Für die Darstellung und Auswertung, insbesondere für die Erstellung der Vektorkarte wurde EXCEL 5.0<sup>TM</sup> verwendet. Dazu mußten die gewonnenen Binärdaten in ASCII-Dateien konvertiert werden. Das dazu benötigte Programm stammt ebenfalls aus [32].

Dabei ist zu beachten, daß MATLAB<sup>TM</sup> für die Dezimaltrennung einen Punkt und EXCEL 5.0<sup>TM</sup> ein Komma benutzt.

### 2.2.3 Darstellung der Meßwerte

Die Meßwerte werden mittels MATLAB<sup>TM</sup> bzw. EXCEL 5.0<sup>TM</sup> dargestellt. Dabei werden die Meßwerte in der xy-Ebene in relativer Position (in Meter) zu sich selbst dargestellt, d.h. der Koordinatenursprung ergibt sich aus der Mittelwertbildung über die Positionen.

Die Umrechnung der Längen - und Breitengrade in relative Positionen [m] ergibt sich wie folgt:

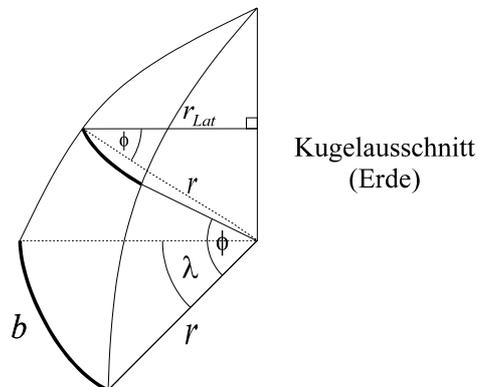


Abbildung 2-2: Zusammenhang zwischen Längengrad und Breitengrad

Der interessierende Kreisbogen  $b$  ist dabei eine Funktion des Längen - und Breitengrades sowie des Erdradius:

$$b = f(\lambda, \phi, r)$$

$$u = 2 \cdot \pi \cdot r \quad (2.1)$$

$$\frac{b}{u} = \frac{\lambda}{360^\circ} \quad (2.2)$$

Aus Abbildung 2-2 ist folgendes ersichtlich:

$$\cos \phi = \frac{r_{Lat}}{r} \quad (2.3)$$

$b$  ergibt sich aus (2.1), (2.2) und (2.3):

$$b = \frac{\pi}{180^\circ} \cdot r \cdot \lambda \cdot \cos \phi \quad (2.4)$$

### 2.3 Auswertung der Meßergebnisse mit GPS / DGPS

Abbildung 2-3 zeigt die Meßwerte unter Verwendung von GPS an einem festen Standort, im folgenden als Punkt A bezeichnet. Dabei beträgt die Abweichung in x-Richtung -10m bis +22,5m. Die Abweichung in y-Richtung beträgt -10m bis +12,5m. Beide Abweichungen beziehen sich auf den Mittelwert aller Meßwerte. Aufgrund der relativ kurzen Meßzeit von ca. 3min (180 Meßwerte) ist keine allgemeingültige Aussage über die Genauigkeit machbar. Es liegen jedoch alle Meßwerte deutlich unter der für GPS garantierten Genauigkeit von 100m ( $2\sigma$ ).

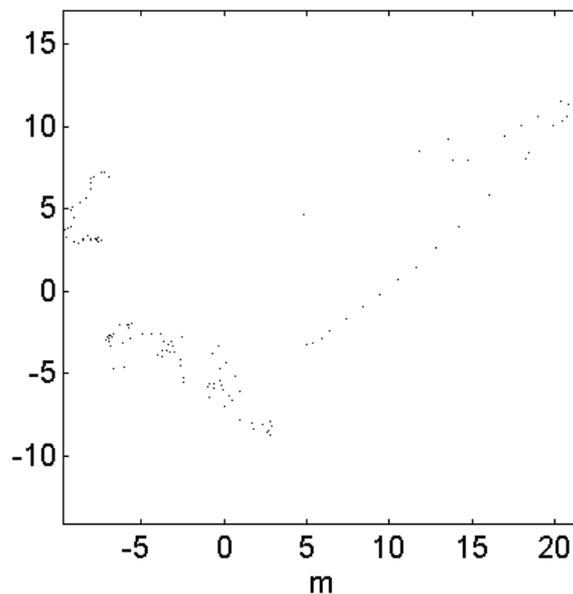


Abbildung 2-3: Abweichungen von einem festen Punkt A bei GPS

In der nächsten Abbildung sind am selben Punkt A Messungen mit DGPS aufgezeichnet wurden. Die Abweichung vom relativen Mittelwert (0,0) ist hier wesentlich geringer und beträgt in beiden Richtungen maximal  $\pm 3$ m. Diese Aufzeichnungen wurden unter Verwendung mit dem in Kapitel 1.7.1 "Real Time Differential GPS über Langwelle" vorgestellten System aufgenommen, für welches eine Genauigkeit von 10m ( $2\sigma$ ) angegeben wird.

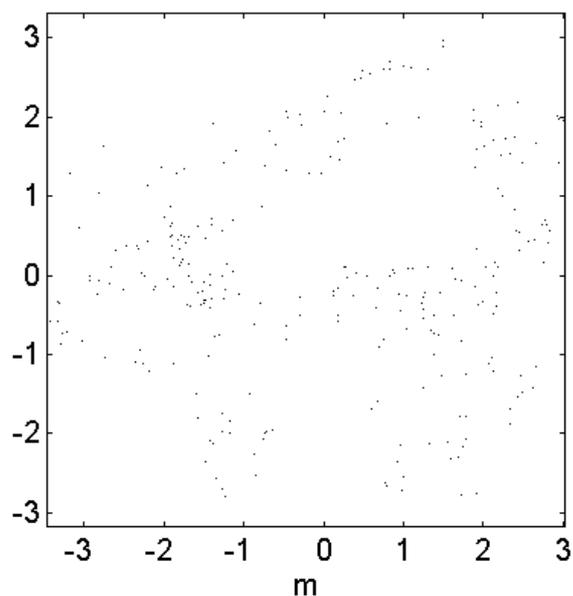


Abbildung 2-4: Abweichungen von einem festen Punkt A bei DGPS

Nachfolgende Abbildung zeigt einen Rundkurs mit eingezeichneten Bezugspunkten des Campus der TU Ilmenau, welcher mit DGPS aufgezeichnet wurde:

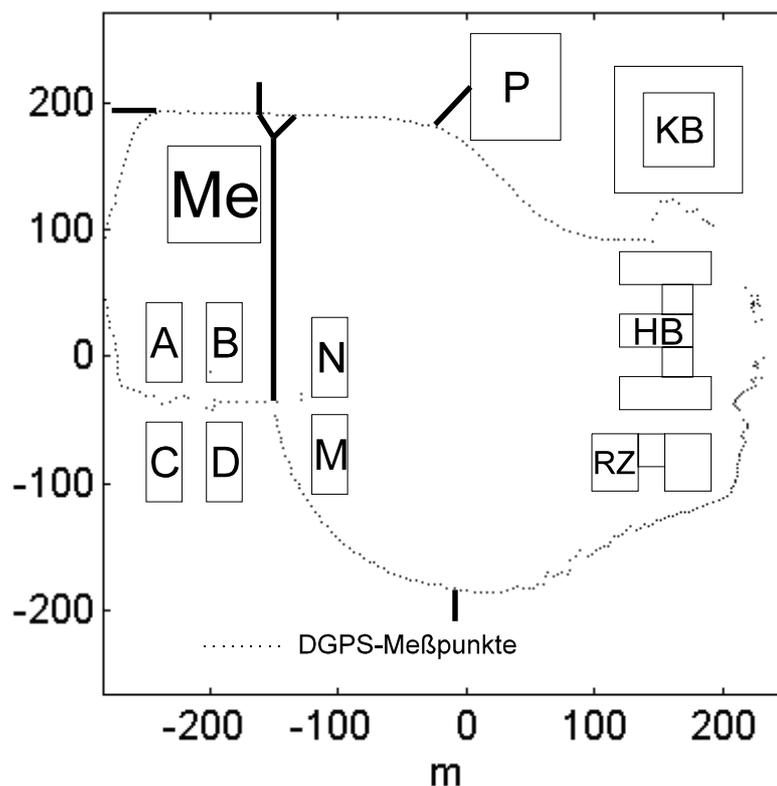


Abbildung 2-5: Teststrecke des Campus Ilmenau mit DGPS (mit Bezugspunkten)

Legende zu Abbildung 2-5 :

A, B, C, D, M und N	Wohnblocks auf dem Campus Ilmenau
ME	Mensa
KB	Kirchhoffbau
HB	Helmholtzbau
RZ	Rechenzentrum

Der prinzipielle Verlauf der abgefahrenen Straßen ist gut erkennbar. Für eine genauere Untersuchung wäre es sinnvoll, die Meßreihe im entsprechendem Maßstab auf eine genaue Karte des Terrains abzubilden um daraus Aussagen über die relative Genauigkeit des DGPS ableiten zu können. Eine entsprechende Karte liegt derzeit nicht vor.

In den folgenden vier Abbildungen ist der Verlauf der Teststrecke mit der zugehörigen Höheninformation bei Verwendung des DGPS bzw. GPS ersichtlich. Es bestätigt sich, daß die Ungenauigkeit (Schwankungen) der Höhe ( $2\sigma = 150m$ ) bei GPS für eine sinnvolle Verwendung der Höheninformation zu hoch ist. Bei DGPS ist der prinzipielle Höhenverlauf ausgehend vom Startpunkt gut erkennbar (Gebietskenntnisse erforderlich). Jedoch muß für eine genaue Beurteilung ein Vergleich mit der Höhe von im Testgebiet genau bekannten Punkten erfolgen, was leider nicht möglich war.

Im Unterschied zur Meßreihe mit GPS hat die Meßreihe mit DGPS einen "ruhigeren" Verlauf. Dies ist vermutlich auf die Verwendung des DGPS-Prinzips zurückzuführen.

Über die absolute Positionsgenauigkeit von GPS und DGPS kann keine Aussage getroffen werden.

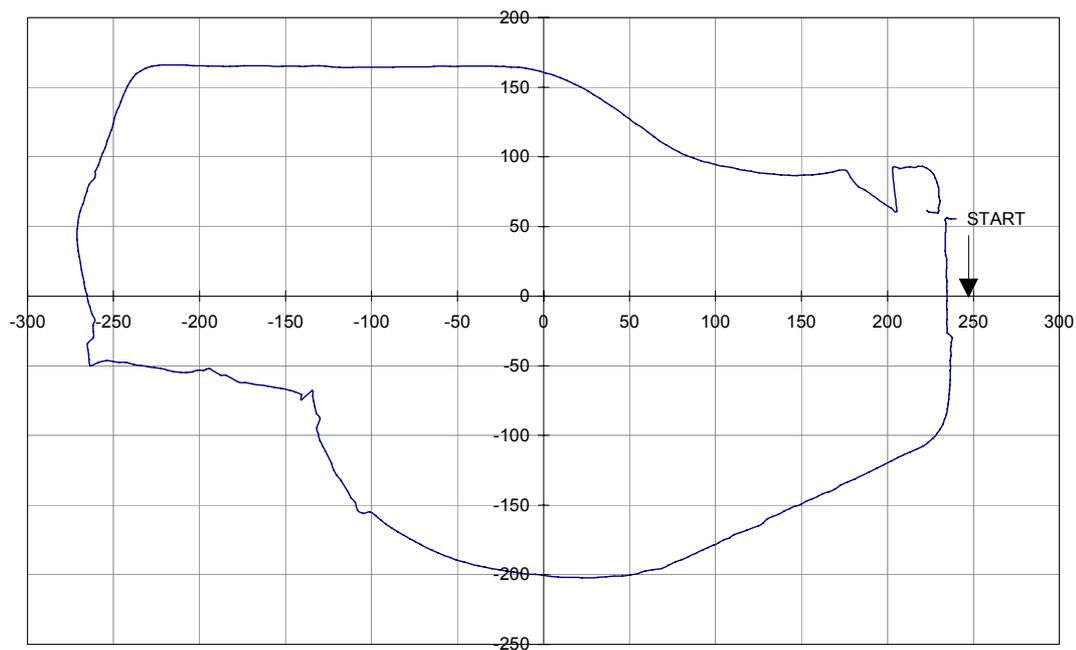


Abbildung 2-6: Campus Teststrecke mit DGPS

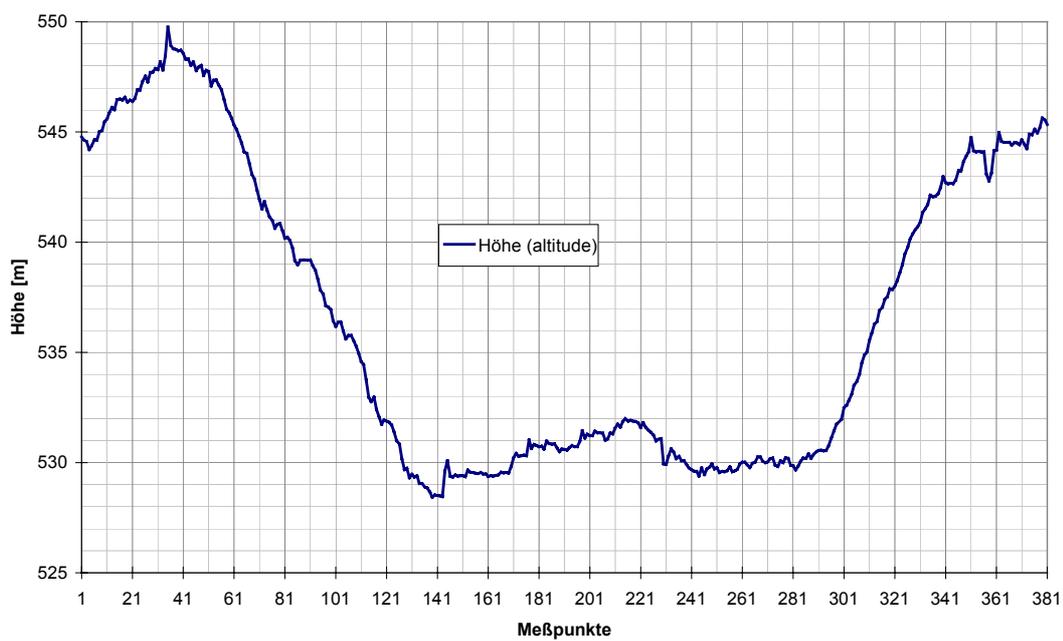


Abbildung 2-7: Höhenprofil zu Abbildung 2-6 (DGPS)



### 2.3.1 Multipath - Mehrwegeausbreitung

Durch Reflexionen der DGPS-Signale an Gebäuden werden Mehrdeutigkeiten bzw. eine Verfälschung des interessierenden Signalweges erzeugt, d.h. die Integrität der Signale wird verschlechtert.

Am Beispiel Münchens wurden mittlere Dimensionen von Straßenschluchten untersucht und simuliert. Bei seitwärtiger Position des Fahrzeuges und glatten Häuserfronten besteht danach ein sehr hoher Anteil der empfangenen Signale aus Reflexionen (Mehrwegeausbreitung) - Abbildung 2-10.

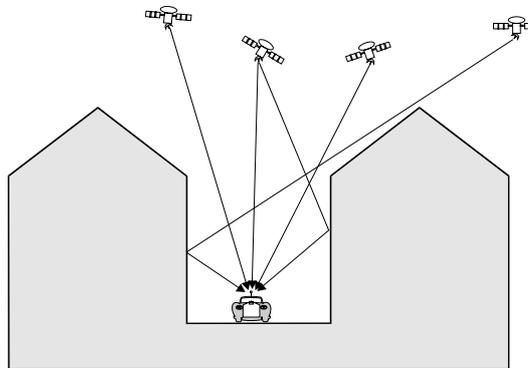


Abbildung 2-10: Multipath - Effekte an Häuserfronten

Die Auswertung der Modellrechnung ergab folgende Zusammensetzung:

Einstrahlwege	in %
direkter Empfang ohne Mehrdeutigkeit	14,5 %
einfache Reflexion	16,0 %
einfache und doppelte Reflexion	5,0 %
Überlagerung aus direktem und einfach reflektiertem Signal	12,1 %
verdeckt	17,1 %
sonstige	35,3 %

[31]

Tabelle 2-1: Einstrahlwege bei GPS

Bei der Aufnahme von DGPS-Meßwerten entlang einer Teststrecke auf dem Campus Ilmenau traten an kritischen Stellen ebenfalls Multipath - Effekte auf. In Abbildung 2-11 ist ein typisches Beispiel eines Multipath - Effektes als Ausschnitt aus einer

Meßwertaufnahme mittels DGPS auf dem Campus Ilmenau zu sehen. Der wahre Meßvektor müßte nahezu gerade zwischen den Punkten 1 und 2 verlaufen. Statt dessen tritt eine plötzlich ansteigende seitliche Abweichung auf. Es ist anzunehmen, daß ab dem Punkt 1 ein Satellit aus dem direkten Empfang durch die Verdeckung durch das Helmholzgebäude anschließend indirekt durch Reflexion durch das Helmholzgebäude empfangen wird. Dadurch berechnet der Empfänger eine größere Entfernung zu diesem Satelliten, die sich dann in einer abweichenden (fehlerhaften) Position des Empfängers niederschlägt.

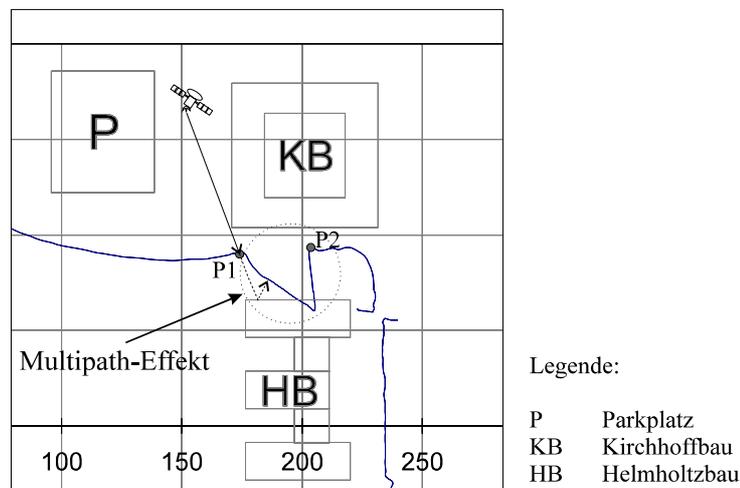


Abbildung 2-11: multipath - Effekt auf dem Campus Ilmenau (DGPS)

Eine wesentliche Aufgabe bei der Auswertung bzw. Online-Nutzung solcher Meßwerte besteht darin, solche Abweichungen zu erkennen, und wenn möglich zu korrigieren.

Eine Möglichkeit würde darin bestehen, sprunghafte Änderungen von pseudorange zu detektieren und auszuwerten. Dabei kann z.B. der betroffene Satellit durch einen anderen Satelliten ersetzt werden. Dafür ist es aber wiederum notwendig, daß der Empfänger in der Lage ist, mehr als vier Satelliten gleichzeitig zu verfolgen.

Ändert sich wie im oberen Beispiel die resultierende Position jedoch nicht sprunghaft, was einem realen Fahrmanöver entsprechen könnte, so ist die erst genannte Möglichkeit nicht anwendbar. Hier ist es nötig, daß das Fahrzeug über zusätzliche Sensoren verfügt, die weitere Informationen über den Bewegungszustand des Fahrzeuges zu Verfügung stellen. Durch den Vergleich dieser Informationen mit dem Bewegungsvektor resultierend aus den

GPS-Meßwerten könnte eine Aussage über deren Integrität getroffen werden und evtl. Korrekturen (z.B. Satellitenwechsel) veranlaßt werden.

### 3 Erstellung einer Vektorkarte

Für die Entwicklung und Untersuchung des nachfolgenden DGPS-Korrekturfilters wird eine Vektorkarte der für die GPS- / DGPS-Vermessung benutzten Straße benötigt. Aus Kosten- und Zeitgründen konnte dafür kein kommerzielles Angebot genutzt werden und auch an der Universität waren keine detaillierten Aufzeichnungen, wie sie benötigt wurden, erhältlich. Deshalb bestand die Aufgabe, mit den vorhandenen Mitteln eine eigene Vektorkarte zu generieren.

Bei einer Vektorkarte handelt es sich um eine Menge von Punkten, welche durch Funktionen (Geraden, Splines und Polynome) miteinander verbunden werden. Dadurch lassen sich Trajektorien, in diesem Fall Straßen, mathematisch vollständig beschreiben und in Modellen für Berechnungen handhaben. Dies kann 2dimensional oder unter Einbeziehung der Höhe auch 3dimensional erfolgen

In dieser Arbeit wird die Darstellung in der Ebene (2dimensional) verwendet.

Für das grundsätzliche Verständnis ist es ausreichend, eine Strecke zu benutzen, die aus geraden Abschnitten besteht. Dadurch, daß sie keine verwundenen Kurven oder ähnliches enthält, wird der Aufwand reduziert, der durch die Beschreibung der Kurven entstehen würde.

Die Versuchsstrecke wurde 4 mal abgefahren und dabei wurden drei Meßreihen mit DPGS-Unterstützung, sowie eine Meßreihe mit GPS aufgezeichnet. Diese liegen in den WGS 84-Koordinaten  $x$ ,  $y$ ,  $z$  und Länge, Breite, (Höhe) vor.

Durch eine sinnvolle Auswertung und Verknüpfung der drei DGPS - Meßreihen soll eine Vektorkarte für die weitere Verwendung erstellt werden.

Die Aufbereitung der Meßwerte zur grafischen Darstellung wurde in Kapitel 2.2.3 näher erläutert.

In Abbildung 3-1 sind die drei Meßreihen in einem Koordinatensystem dargestellt. Dabei wurde die Einheit Meter [m] für die relative Position der Meßwerte zueinander gewählt.

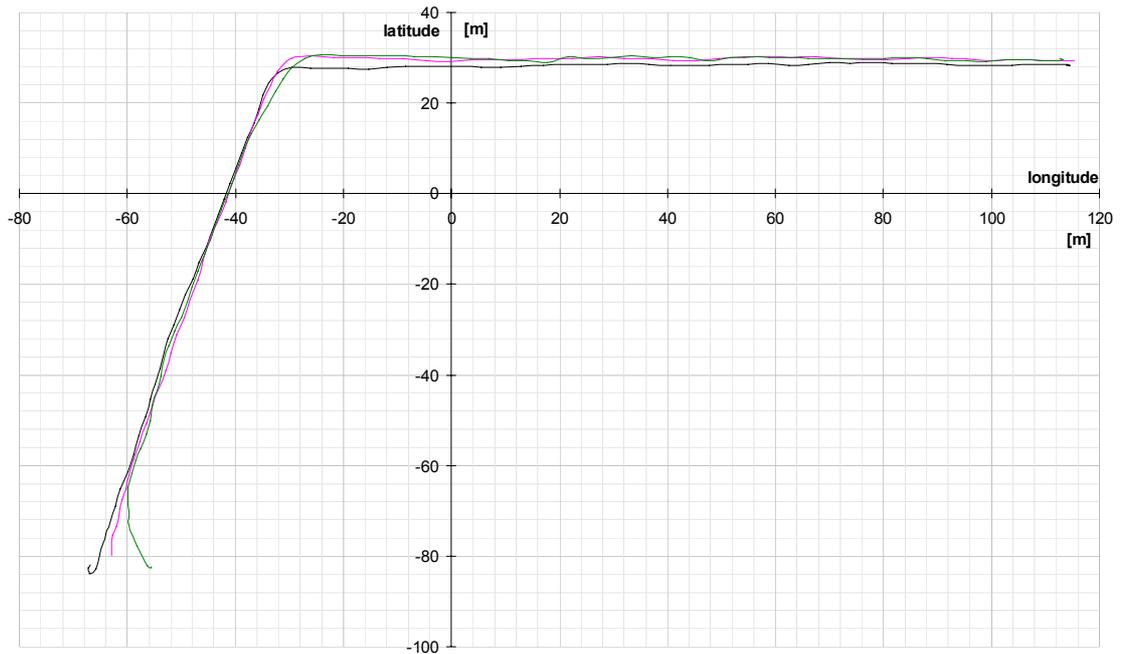


Abbildung 3-1: Grafische Darstellung der drei DGPS - Meßreihen

Da sich die ausgewählte Teststrecke aus zwei (fast) geraden Teilstücken zusammensetzt, wird diese Trajektorie in der zu erstellenden Vektorkarte durch zwei Geraden bzw. durch die zugehörigen Geradengleichungen beschrieben. Durch Angabe der zwei Endpunkte der Teststrecke und des Schnittpunktes der beiden Geraden ist die Teststrecke vollständig beschrieben.

### 3.1 Grundlagen der Geradengleichung

Eine Gerade in der Ebene wird durch Gleichung (3.1), auch Geradengleichung genannt, beschrieben:

$$y = mx + n \quad (3.1)$$

wobei:

$m = \tan \alpha$  den Anstieg der Geraden und

$n$  den Schnittpunkt der Geraden mit der y-Achse (Offset) darstellt

In Abbildung 3-2 sind diese Zusammenhänge nochmals grafisch dargestellt:

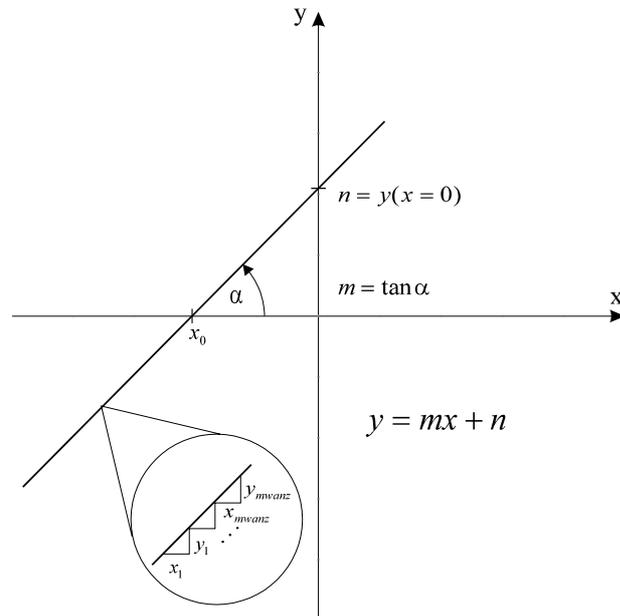


Abbildung 3-2: Geradengleichung / Anstieg

die einzelnen Komponenten der Geradengleichung lassen sich dabei wie folgt bestimmen:

$$n = y(x = 0) = \tan \alpha \cdot x_0 \quad (3.2)$$

$$m = \tan \alpha = \frac{y_i}{x_i} = \frac{n}{x_0} \quad (3.3)$$

mit  $i = 1 \dots mwanz$  ( $mwanz$  = gültige Meßwertanzahl der Teilstrecke)

### 3.2 Bestimmung der Geradengleichungen

Im folgenden wird die Bestimmung der Geradengleichungen näher erläutert. In Abbildung 3-3 ist die Aufteilung der Teststrecke in zwei Teilstrecken zu sehen. Diese Aufteilung gilt auch für die zwei weiteren nahezu identischen Meßreihen.

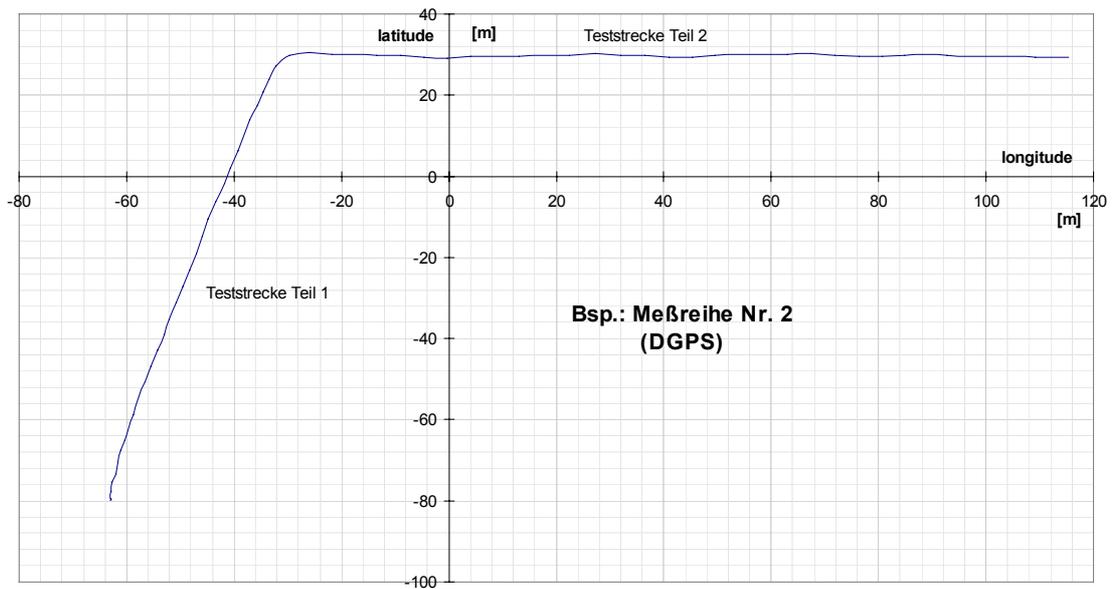


Abbildung 3-3: Aufteilung der Teststrecke in zwei "Geraden"

Für die Zerlegung der Teststrecke in die zwei Teilstrecken wurden die Teilanstiege der Teststrecke ausgewertet. Dazu werden die Anstiege zwischen jedem Meßwert rechnerisch nach (3.4) ermittelt.

$$\tan(\alpha_i) = \frac{y}{x} = \frac{\Delta latitude}{\Delta longitude} = \frac{(y_{i+1} - y_i)}{(x_{i+1} - x_i)} \quad (3.4)$$

für  $i = 1 \dots n$  mit  $n$  gleich Anzahl der Meßwerte.

Anschließend wurde untersucht, bei welchen Wertepaaren der Positionskoordinaten sich der Anstieg merklich ändert. D.h., wo geht der Anstieg der zukünftigen Teststrecke Teil 1 in den Anstieg der Teststrecke Teil 2 über. Da über die einzelnen Anstiege der interessierenden Teilstrecken gemittelt werden sollte, wurden die stark abweichenden ( $\pm 10^\circ$ ) Anstiege der Randbereiche der geraden Teststreckenteile nicht in die Mittelung mit einbezogen.

Für die Bestimmung des Anstieges für die Teilstrecken wurde zuerst über die Anstiege je einer Teilstrecke einer Meßreihe gemittelt und danach der Mittelwert über die drei Meßreihen gebildet.

Dabei ergibt sich für die Teilstrecke 1(a) ein Anstieg von:

$$\alpha_1 = 73,384^\circ$$
$$m_1 = \tan\alpha_1 = 3,351\text{rad}$$

und für die Teilstrecke 2(b) ein Anstieg von:

$$\alpha_2 = -0,3765^\circ$$
$$m_2 = \tan\alpha_2 = -0,00657\text{rad}$$

Die Absolutglieder  $n$  (Offset) der beiden Teilstrecken betragen:

$$n_1 = 138,698763703211$$
$$n_2 = 29,125666932825$$

## 4 DGPS - Korrekturfilter zur Navigationsverbesserung

Neben der Möglichkeit der Glättung von Signalen (smoothing), der alleinigen Anwendung von DGPS, sowie dem Einsatz von zusätzlichen Sensoren, soll hier eine neue Möglichkeit der Navigationsverbesserung mit der Kombination DGPS - *map matching* untersucht werden.

Für den Algorithmus wird ein KALMAN-Filter verwendet.

### 4.1 Ziel des DGPS - Korrekturfilters

Ziel des hier modellierten und untersuchten DGPS-Korrekturfilters (KALMAN - Filter) ist es, die Fehler, die bei der standardmäßigen Positionsbestimmung mittels GPS/DGPS auftreten, durch die Verwendung von DGPS und einem projizierten Straßenpositionswert weiter zu minimieren. Neben den GPS/DGPS - Positionsfehlern vertikal zur Straße sollen auch die Abweichungen tangential zur Straße verkleinert werden.

Dabei soll die Kovarianz des Positionsschätzwertes durch ein Update mittels DGPS und eines projizierten Straßenpositionswert unter Ausnutzung von Fahrtrichtungsänderungen minimiert werden.

Der Anstieg der Kovarianz ist dabei eine Funktion von dem dynamischen Systemmodell z.B. eines Fahrzeuges und den Streuungen von GPS/DGPS.

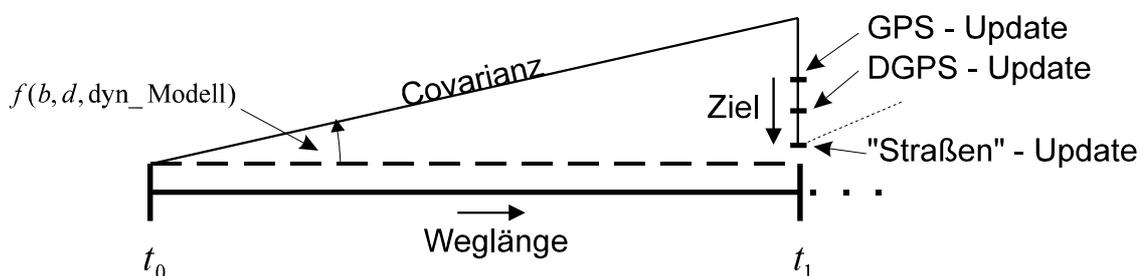


Abbildung 4-1: Kovarianzanstieg und Update (schematische Darstellung)

Wie schon in Kapitel 1.7 beschrieben, ist durch die Verwendung des DGPS eine Verbesserung gegenüber dem normalen GPS zu erreichen. Zusätzlich wird hier untersucht, wie sich durch die Einbeziehung von Straßenvektoren in den Updateprozess die

Genauigkeit noch weiter verbessern läßt. In Abbildung 4-1 ist dies noch einmal grafisch dargestellt. Letztendlich soll dies eine Voruntersuchung für die Möglichkeit einer Implementierung solch eines Verfahrens in ein kompaktes DGPS - Filter sein, welches *pseudorange*s als Input benutzt.

#### 4.2 Prinzip des DGPS - Korrekturfilters

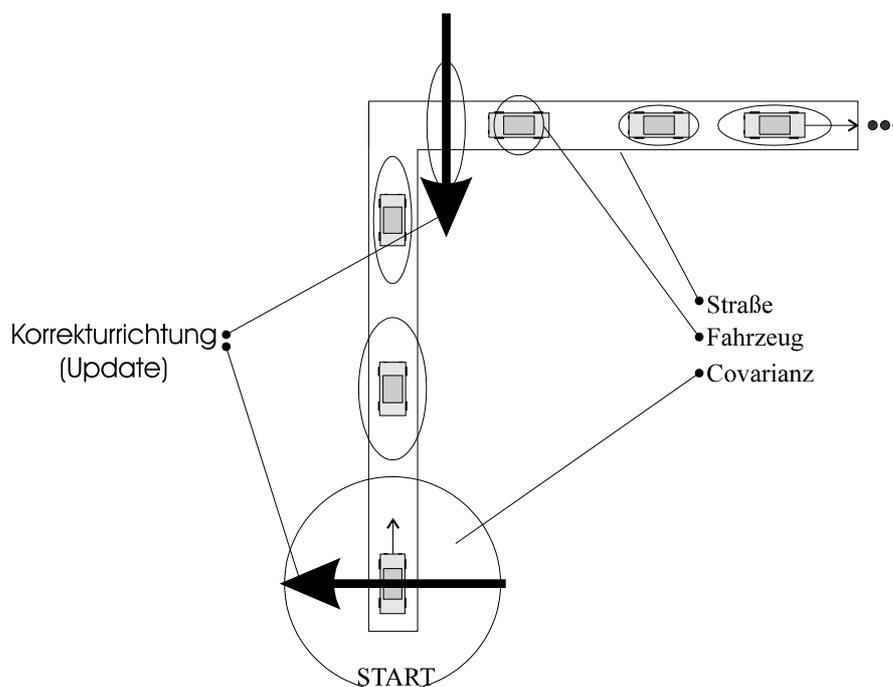


Abbildung 4-2: Prinzip des richtungsabhängigen Update

Am Startpunkt hat das Fahrzeug eine Positionsunsicherheit, die der Kovarianz des DGPS entspricht. Während der Fahrt wird durch KALMAN-Filterung und das Update senkrecht zur Straße die Kovarianz vertikal zur Straße minimiert. Dies geschieht durch eine senkrechte Projektion des DGPS - Meßwertes auf den Straßenvektor und Minimierung des Abstandes zu diesem Punkt durch das KALMAN-Filter. Die Kovarianz vertikal zur Straße nimmt langsam bis zu einem Grenzwert durch die Integration der DGPS-Werte ab. Zusätzlich soll auch die Abweichung in tangentialer Richtung minimiert werden. Dies geschieht unter Ausnutzung eines auftretenden Richtungswechsels (hier  $90^\circ$ ). Dabei wird die Kovarianz der Vertikalkomponente zur Kovarianz der tangentialen Komponente. Bei häufigem Richtungswechsel erfolgt so eine ständige Minimierung der Fehlerkovarianz vertikal und tangential zur Fahrtrichtung. Die Schätzung der Position des Fahrzeuges auf

der Straße erreicht durch dieses KALMAN-Filter Abweichungen, die wesentlich geringer als die des DGPS sind.

### **4.3 Eingangsgroßen und Koordinatensystem des DGPS - Korrekturfilters**

Für die Vektorkarte und die Simulation des DGPS - Korrekturfilters wurde ein rechtwinkliges KOOS mit relativer Positionsangabe in Meter gewählt. Dies soll die Anschaulichkeit und das Verständnis erleichtern. Es kann derzeit keine Aussage gemacht werden, ob dieses KOOS für die Praxis die richtige Wahl ist oder ob ein anderes KOOS mit anderer Einheit (z.B. Länge und Breite) geeigneter wäre. Dies ist dann zu geeignetem Zeitpunkt näher zu untersuchen.

Folgende Eingangsgroßen werden für das DGPS - Korrekturfilter benötigt:

x - Koordinate [m]

y - Koordinate [m]

Dafür wird eine DGPS - Meßreihe, welche auf der Versuchsstrecke (lange Straßenecke Mensa) aufgezeichnet wurde, verwendet. Für die Untersuchung des DGPS-Korrekturfilters werden die Koordinaten, die als Längen- und Breitengrad vom Empfänger ausgegeben werden, in Metern umgerechnet. Diese Positionen werden anschließend in einem rechtwinkligen kartesischen Koordinatensystem dargestellt. Als Mittelpunkt wird das arithmetische Mittel der Positionen verwendet.

Weiterhin muß die zu befahrende Straße als Vektorkarte zu Verfügung stehen. Dies geschieht hier durch die Verwendung der selbst erstellten Vektorkarte aus Kapitel 3 "Erstellung einer Vektorkarte". Die Straßen werden dabei durch zwei Geradengleichungen bzw. deren Parametern beschrieben.

Für einen kompletten Entwurf und die Simulation eines kompakten KALMAN - Filter, welches die Navigationslösung unter Einbeziehung der Straßenvektoren liefert, wie er für eine Weiterführung dieser Arbeit sinnvoll wäre, sind die *pseudorange*s der verwendeten Satelliten erforderlich. Diese standen in den aufgezeichneten DGPS - Datenfiles nicht zu Verfügung. Hier ist eine spezielle Programmierung des Empfängers (MicroTracker™) notwendig.

Für das Update vertikal zur Fahrtrichtung ist die Projektion des DGPS - Meßwertes auf die Gerade notwendig. Dabei ist der Betrag sowie die Richtung (Vorzeichen) des Lotes von Interesse.

#### 4.4 Bestimmung des Lotpunktes auf eine Gerade

Für die Durchführung des Updates senkrecht zur Fahrtrichtung wird vom ermittelten DGPS-Wert ein Lot auf die entsprechende Straße (Teilstrecke) der Vektorkarte gelegt (Abbildung 4-3). Dabei ist der Schnittpunkt des Lotes mit der Fahrtroute, in diesem Falle der Geraden, zu berechnen. Im folgenden wird die Vorgehensweise dazu bestimmt.

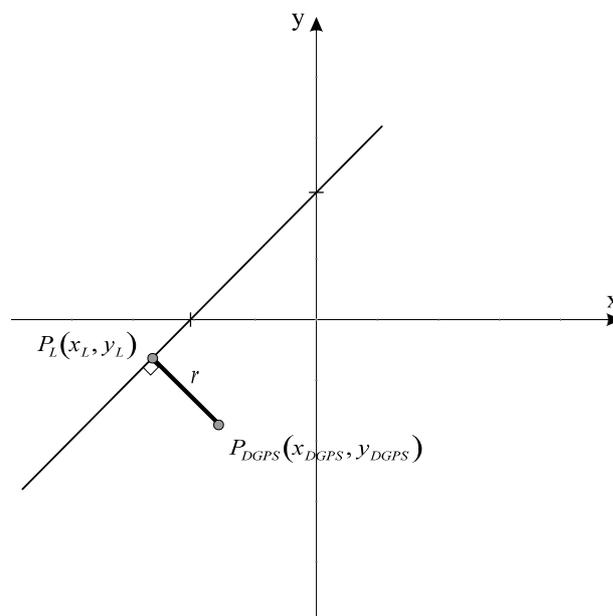


Abbildung 4-3: Lot auf Gerade (Update)

Das Lot von einem beliebigen Punkt in der Ebene auf eine Gerade ist die kürzeste Strecke von diesem Punkt auf die Gerade. D.h., es ist ein Extremwert gesucht - in diesem Falle das Betragsminimum zwischen den Punkten  $P_L$  und  $P_{DGPS}$ .

$$\text{Min}(P_L - P_{DGPS}) = \text{Min}(P_L(x_L, y_L) - P_{DGPS}(x_{DGPS}, y_{DGPS})) \quad (4.1)$$

Ist der x-Wert für die Geradengleichung vorhanden, so kann nach (4.2) der entsprechende y-Wert berechnet werden.

$$y_L = mx_L + n \quad (4.2)$$

Gl. (4.3) stellt Gl. (4.1) in Matrixschreibweise dar.

$$\text{Min} = \begin{bmatrix} x_L \\ mx_L + n \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} x_{DGPS} \\ y_{DGPS} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Der Abstand zwischen den zwei Punkten soll minimal werden.

$$\text{Min} = r^2 = (x_L - x_{DGPS})^2 + (mx_L + n - y_{DGPS})^2 \quad (4.4)$$

Zur Bestimmung des Minimums von  $r$  wird Gleichung (4.4) nach  $x_L$  differenziert und gleich Null gesetzt. Nach Zusammenfassen erhält man folgenden Ausdruck:

$$0 = x_L(1 + m^2) + m(n - y_{DGPS}) - x_{DGPS} \quad (4.5)$$

Nach  $x_L$  umgestellt, erhält man Gl. (4.6), welche den x-Wert für den gesuchten Punkt auf der Fahrtstrecke darstellt.

$$x_L = \frac{m(y_{DGPS} - n) + x_{DGPS}}{1 + m^2} \quad (4.6)$$

Mit Gl. (4.2) läßt sich der zugehörige y-Wert,  $y_L$ , ausrechnen.

Dieses Lot stellt wiederum einen neuen Vektor (Gerade) mit den zwei Endpunkten  $P_{DGPS}(x_{DGPS}, y_{DGPS})$ ;  $P_L(x_L, y_L)$  dar.

Da das Lot senkrecht auf einer Teilstrecke steht, kann der Anstieg ( $m = \tan \alpha$ ) nach folgender Orthogonalitätsbedingung ermittelt werden:

$$m_L = -\frac{1}{m_T} \quad (4.7)$$

mit:  $m_L$  - Anstieg des Lotes  
 $m_T$  - Anstieg der Teilstrecke (bekannt)

bzw. über den aktuellen DGPS-Meßwert und den dazugehörigen Lotpunkt auf der Geraden:

$$m_L = \tan \alpha = \frac{y_{DGPS} - y_L}{x_{DGPS} - x_L} \quad (4.8)$$

Für die anschließende Korrektur im DGPS - Korrekturfilter muß nun der vorzeichenbehaftete Betrag des Lotes, d.h. die Richtung und Länge der Abweichung des DGPS-Wertes von dem Vektor (Straße), festgestellt werden.

Dazu wurde für jede Gerade ein Einheitsvektor  $\bar{n}$  generiert und dieser mit

$$\begin{bmatrix} x_{DGPS} - x_L \\ y_{DGPS} - y_L \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

multipliziert. Das Ergebnis ist der vorzeichenbehaftete Betrag des Lotes vom DGPS-Punkt auf den Vektor (Teilgerade).

#### 4.5 Modellierung des DGPS - Korrekturfilters (KALMAN-Filter)

Der Zustandsvektor unseres Filtermodells wird durch 4 Zustände beschrieben. Dies sind die Tangentialkomponente  $x_t$  (in Richtung der Fahrtroute) und die Vertikalkomponente  $x_v$  (senkrecht zur Fahrtroute), sowie die zwei zugehörigen Geschwindigkeitskomponenten  $\dot{x}_t$  und  $\dot{x}_v$ .  $\dot{x}_t$  stellt dabei die Geschwindigkeit des Fahrzeuges dar.

Eine Komponente in Richtung der Höhe wird in dieser Untersuchung vernachlässigt. Für genauere Untersuchungen sollte auch sie mit verwendet werden, zumal bei Verwendung des DGPS die Höhenangaben wesentlich genauer ist, als bei herkömmlichen GPS. Zu untersuchen ist dann auch, ob es von Vorteil wäre, wenn die zu Verfügung stehenden Straßenvektorkarten ebenfalls eine Höheninformation enthalten sollten. Eine weitere Verbesserung ist zu erwarten.

Die Berücksichtigung der Beschleunigungskomponenten wäre bei einem komplexeren Modell ebenfalls sinnvoll.

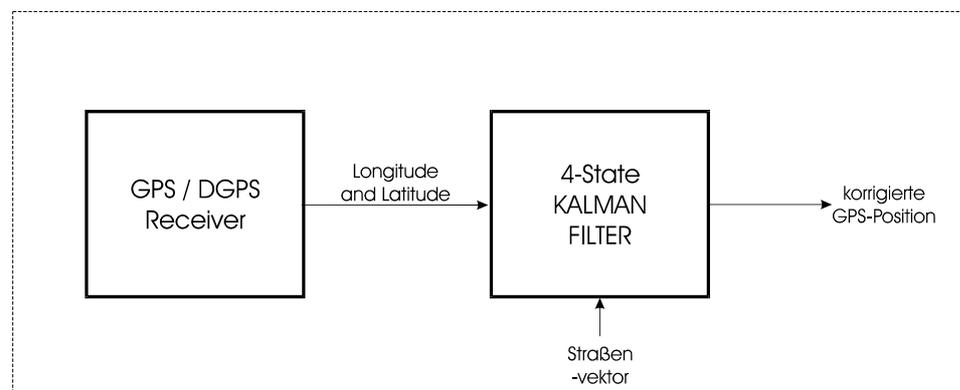


Abbildung 4-4: DGPS - Straßenvektor Integration mit 4-State KALMAN - Filter

Für die Erklärung nachfolgender System- und Modellparameter sei auf Kapitel 1.4.2.1 "KALMAN - Filter" verwiesen.

Zur Beschreibung des System - und Beobachtermodells:

$$x(k) = Ax(k-1) + w(k-1)$$

$$y(k) = Cx(k) + v(k)$$

werden folgende Parameter verwendet:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_t} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{\tau_v} \end{bmatrix}$$

Diese Matrix beinhaltet die Zeitkonstanten  $\tau_t = 10s$  und  $\tau_v = 100s$  für die Geschwindigkeitsänderungen (Fahrzeugdynamik) des Modells. Für die weitere Untersuchung wird dieses Modell diskretisiert. Die Matrix  $A$  wird zur Matrix  $A_d = e^{A\Delta t}$ .

$\Delta t$  entspricht dabei der Samplerate des verwendeten Empfängers:

$$\Delta t = 1s$$

Danach erhalten wir:

$$A_d = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0,9516 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0,9950 \\ 0 & 0 & 0,9048 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,9900 \end{bmatrix}$$

Die weiteren Parameter sind:

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{\tau_t} & 0 \\ 0 & \frac{1}{\tau_v} \end{bmatrix} \quad C = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad D = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Der Anfangszustandsvektor  $\underline{x}(0)$  wurde so gewählt, wie es der Abweichung ( $\sigma = 5m$ ) laut Spezifikation und Untersuchungsergebnissen des verwendeten DGPS - Dienstes entspricht:

$$\underline{x}(0) = \begin{bmatrix} x_t \\ x_v \\ \dot{x}_t \\ \dot{x}_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 5 \\ 5 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Die Anfangskovarianz wurde ebenfalls unter dem oben genannten Gesichtspunkt gewählt:

$$P(0) = \begin{bmatrix} \sigma_{x_t x_t}^2 & \sigma_{x_t x_v}^2 & \sigma_{\dot{x}_t x_t}^2 & \sigma_{\dot{x}_t x_v}^2 \\ \sigma_{x_v x_t}^2 & \sigma_{x_v x_v}^2 & \sigma_{\dot{x}_v x_t}^2 & \sigma_{\dot{x}_v x_v}^2 \\ \sigma_{\dot{x}_t x_t}^2 & \sigma_{\dot{x}_t x_v}^2 & \sigma_{\ddot{x}_t x_t}^2 & \sigma_{\ddot{x}_t x_v}^2 \\ \sigma_{\dot{x}_v x_t}^2 & \sigma_{\dot{x}_v x_v}^2 & \sigma_{\ddot{x}_v x_t}^2 & \sigma_{\ddot{x}_v x_v}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{tt} & P_{tv} & P_{\dot{t}\dot{t}} & P_{\dot{t}\dot{v}} \\ P_{vt} & P_{vv} & P_{\dot{v}\dot{t}} & P_{\dot{v}\dot{v}} \\ P_{\dot{t}\dot{t}} & P_{\dot{t}\dot{v}} & P_{\ddot{t}\ddot{t}} & P_{\ddot{t}\ddot{v}} \\ P_{\dot{v}\dot{t}} & P_{\dot{v}\dot{v}} & P_{\ddot{v}\ddot{t}} & P_{\ddot{v}\ddot{v}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 25 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 25 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Die Kovarianz der Störbeschleunigung des Modells (Fahrzeugdynamik) ergibt sich wie folgt. Aus der Kovarianz der Störung  $Q'$  :

$$Q' = E(w w^T) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0,25 \end{bmatrix}$$

folgt die Kovarianz der Störbeschleunigung  $Q$  :

$$Q = B \cdot Q' \cdot B^T$$

$$Q = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,25 \end{bmatrix}$$

Die Kovarianz Positionsungenauigkeit des Fahrzeuges senkrecht zur Fahrrichtung wird mit:

$$R = E(D v v^T D^T) = [0,25] \text{ angenommen}$$

Die maximale Kovarianz in Tangentialrichtung entspricht der Kovarianz, die durch das DGPS vorgegeben wird ( $\sigma_{DGPS} = 5m$ ).

Bei Fahrtrichtungswechsel (Teilstrecke a auf Teilstrecke b) ändert sich die Richtung der Tangentialgeschwindigkeit und damit das KOOS. Die Kovarianzmatrix  $P(k)$  muß deshalb im neuen KOOS beschrieben werden. Da die Kovarianzmatrix  $P(k)$  eine  $4 \times 4$  Matrix ist, wird sie in vier  $2 \times 2$ -Matrizen  $P_i(k)$  zerlegt (4.10). Diese werden einzeln nach Gleichung (4.11) transformiert und wieder zu  $P(k)$  zusammengesetzt:

$$P(k) = \begin{bmatrix} P_1(k) & P_2(k) \\ P_3(k) & P_4(k) \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

$$P_i(k) = T_{a \rightarrow b} \cdot P_i(k) \cdot T'_{a \rightarrow b} \quad i=1..4 \quad (4.11)$$

mit:

$$T_{a \rightarrow b} = \begin{bmatrix} \cos \beta & \sin \beta \\ -\sin \beta & \cos \beta \end{bmatrix} \text{ und } \beta = -(ma - mb) \text{ (in radiant)}$$

Diese Transformation wird jedoch nur in dem Augenblick durchgeführt, in dem ein Fahrtrichtungswechsel vollzogen wird.

Für die Berechnungen und zum besseren Verständnis des rekursiven KALMAN-Filter ist es sinnvoll, den Algorithmus in folgende Unterpunkte zu gliedern:

time update

$$\hat{x}'(k) = Ax(k-1)$$

$$P^-(k) = AP(k-1)A^T + BQB^T$$

filtergain update

$$K(k) = P^-(k)C^T [CP^-(k)C^T + R(k)]^{-1}$$

state update

$$\hat{x}(k) = \hat{x}'(k-1) + K(k)[y(k) - C\hat{x}'(k-1)],$$

wobei der Meßwert  $y(k)$  die Projizierung der Differenz aus DGPS-Meßwert und zugehörigem Straßenwert auf den Einheitsvektor  $\bar{n}$  senkrecht zur Straße darstellt:

$$y(k) = \bar{n} \cdot \begin{bmatrix} x_{DGPS}(k) - x_L(k) \\ y_{DGPS}(k) - y_L(k) \end{bmatrix} \quad (\text{siehe auch Gleichung (4.9)})$$

error covariance update

$$P^+(k) = P^-(k) - K(k)C(k)P^-(k)$$

Der neue geschätzte Positionswert ergibt sich aus:

$$\begin{bmatrix} x_{Korr.}(k) \\ y_{Korr.}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{DGPS}(k) \\ y_{DGPS}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \sin \gamma \\ \cos \gamma \end{bmatrix} \cdot [\Delta x_v(k)] \quad (4.12)$$

Dieser "korrigierte" Positionswert soll nun näher (genauer) an der Straße liegen, als der gemessene DGPS-Wert.

Anhand des Programmes zur Simulation des DGPS - Korrekturfilters, welches im Anhang als MATLAB - Datei abgedruckt und auf einer Diskette beim Autor erhältlich ist, sind die umgesetzten Algorithmen zu ersehen.

#### ***4.6 Simulation und Auswertung des DGPS - Korrekturfilters***

Für die Simulation des entwickelten Verfahrens wurde das Softwaresystem MATLAB<sup>TM</sup> gewählt. Mit diesem Programm, dessen Grundgerüst sich auf die Berechnung mit Matrizen stützt, ist eine Abbildung des Algorithmus sehr gut möglich. Die Berechnungen wurden auf einem PC und einer SPARCstation (UNIX) durchgeführt und stellen bei der vorliegenden Komplexität (DGPS - Meßwertanzahl und Modellgüte) kein Problem dar.

Die Wahl der Simulationsparameter erfolgte nach systembedingten und logischen Gesichtspunkten. Es ist jedoch durchaus möglich, die Komplexität und damit die Genauigkeit bzw. Realitätsnähe des Modells zu erhöhen.

Es wurde jedoch bewußt ein einfaches Modell gewählt, um die Anschaulichkeit zu erhalten, und das Prinzip des DGPS - Korrekturfilters zu verdeutlichen.

##### Daten der Meßreihe

Simulationsdatei (MATLAB<sup>TM</sup>) : kf1.m  
Meßreihe (Datei) : dgpsb\_xy.txt  
Sampleanzahl : 69  
Richtungsänderung bei Sample : 34

Im folgenden sind die Ergebnisse der Simulation dargestellt:

Unter "Transformation" ist im nachfolgenden die Berücksichtigung eines Fahrbahnrichtungswechsel zu sehen. Dabei wird die Kovarianz  $P$  in ein neues KOOS transformiert.

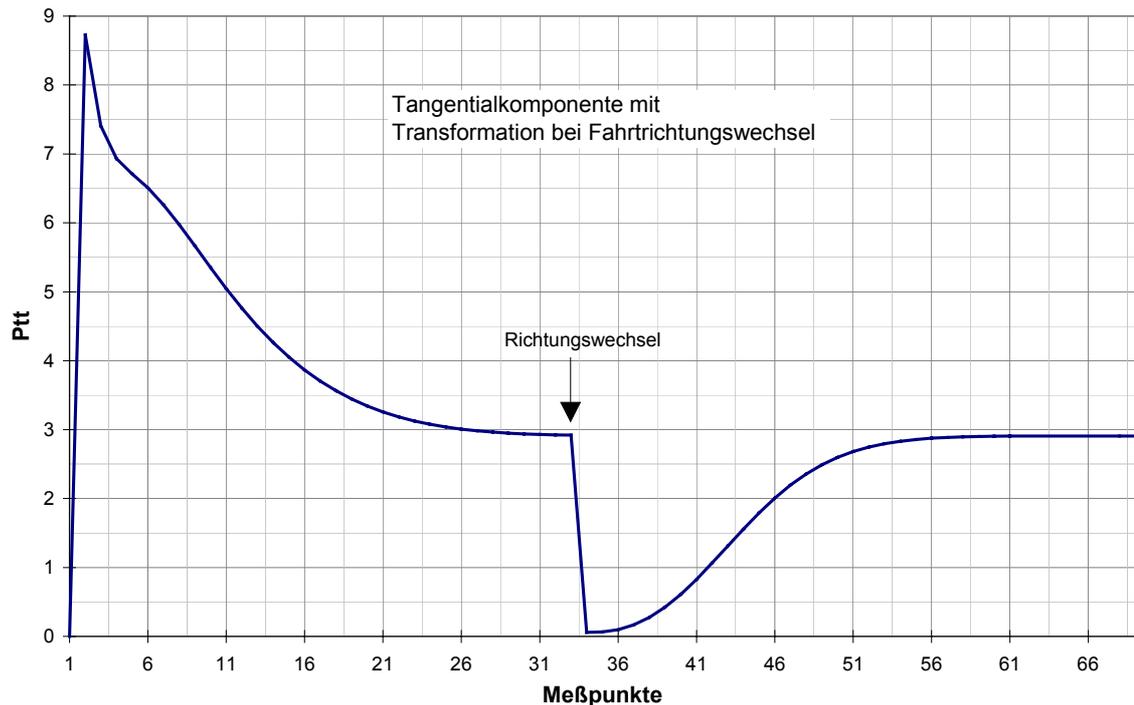


Diagramm 4-1:  $\sigma_{x_r, x_t}^2$  mit Transformation bei Richtungswechsel

Im Diagramm 4-1 ist deutlich zu sehen, wie bei einem Richtungswechsel die Fehlerkovarianz  $\sigma_{x_r, x_t}^2$  der Tangentialkomponente  $x_t$  minimiert wird. Ohne einen Richtungswechsel würde sie sich auf den Grenzwert 3 einpendeln, wie es im Diagramm 4-2 ohne die Auswertung des Richtungswechsel zu sehen ist.

Auf einer realen kurvigen Straße würde die Fehlerkovarianz ständig minimiert werden und so unter dem obigen Grenzwert bleiben, so wie es für das DGPS-Korrekturfilter vorgesehen war. Für diesen Fall beträgt die Abweichung in tangentialer Richtung  $\sigma_{x_r, x_t} \leq \sqrt{3}$ .

Der Anstieg nach dem Richtungswechsel ist abhängig von den Zeitkonstanten im KALMAN-Filter.

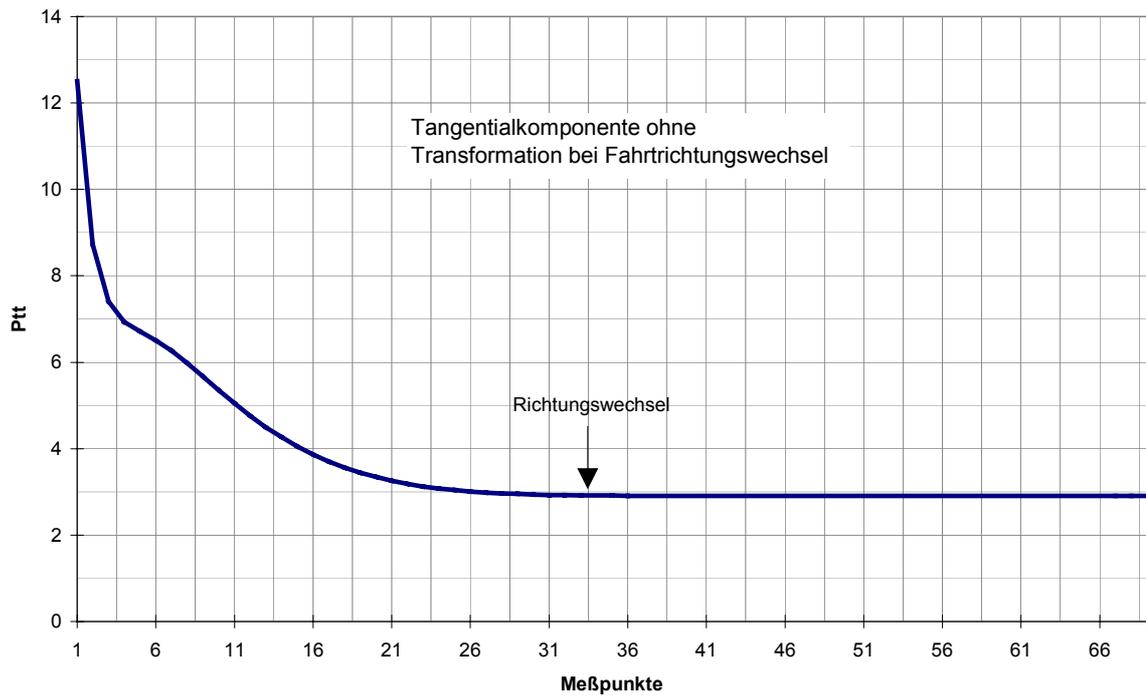


Diagramm 4-2:  $\sigma_{x,x_t}^2$  ohne Transformation bei Richtungswechsel

Ohne die Transformation der Fehlerkovarianz  $P$  bei der Richtungsänderung ist, wie zu erwarten war, keine zusätzliche Verkleinerung der tangentialen Abweichungen sichtbar.

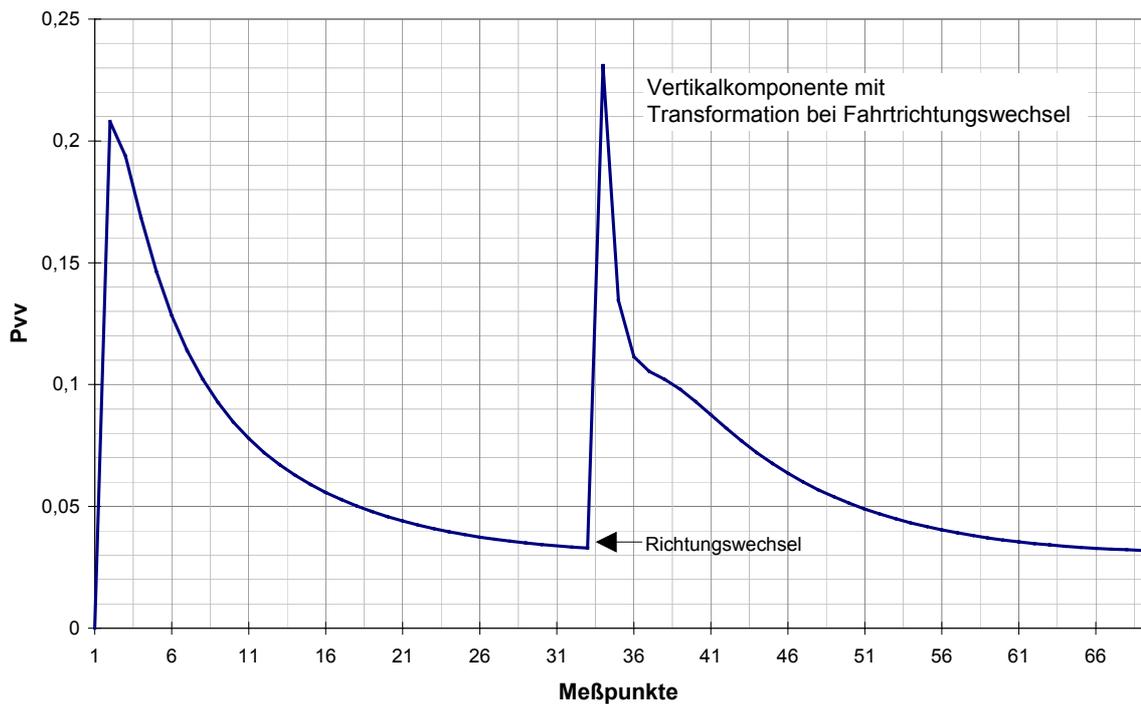


Diagramm 4-3:  $\sigma_{x_v, x_v}^2$  mit Transformation bei Richtungswechsel

In Diagramm 4-3 ist gut zu erkennen, wie die Fehlerkovarianz  $\sigma_{x_v, x_v}^2$  durch das Filter minimiert wird (Integration der DGPS-Werte). Lediglich beim Richtungswechsel ist eine steile Flanke zu sehen. Diese Flanke ist darauf zurückzuführen, daß beim Richtungswechsel die Fehlerkovarianz  $\sigma_{x_v, x_v}^2$  (vertikal) kurzzeitig anteilig zur Fehlerkovarianz  $\sigma_{x_t, x_t}^2$  (tangential) wird, dann aber wieder durch die Filterwirkung minimiert wird.

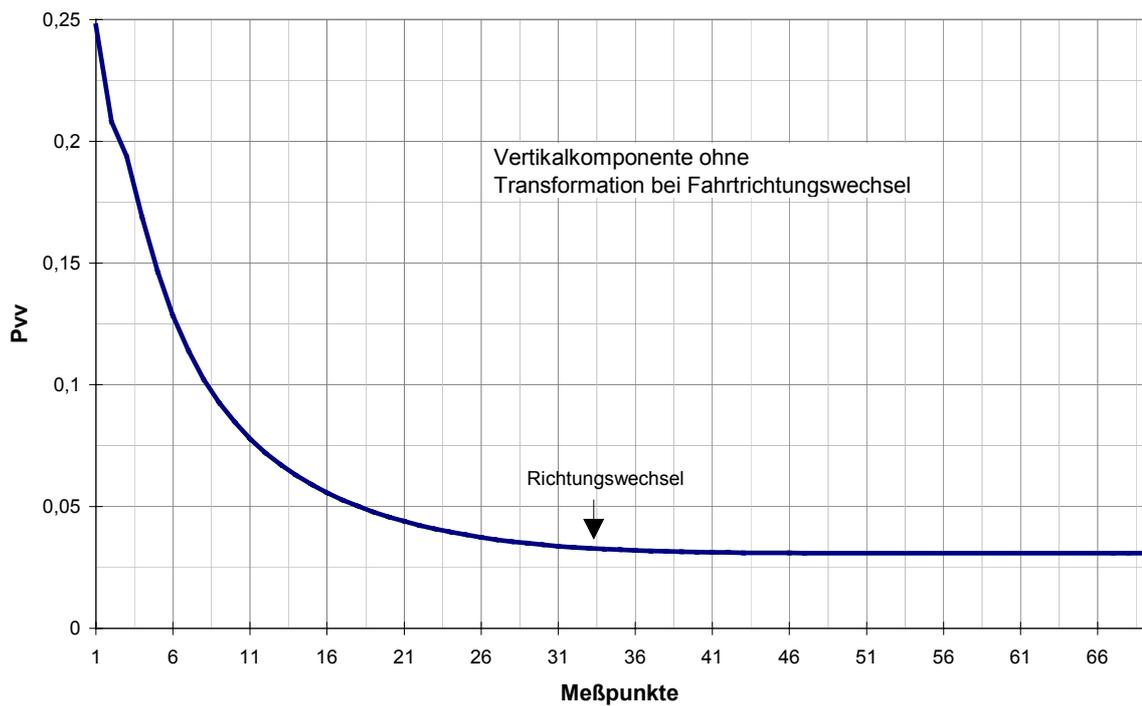


Diagramm 4-4:  $\sigma_{x_v, x_v}^2$  ohne Transformation bei Richtungswechsel

Diagramm 4-4 zeigt wie erwartet keine Änderung der Fehlerkovarianz  $\sigma_{x_v, x_v}^2$  bei einem Richtungswechsel. Es zeigt jedoch beim Richtungswechsel "optimale" Werte an, welche nicht korrekt sind, da die Fehlerkovarianzmatrix nicht in das neue KOOS transformiert wurde.

Im Diagramm 4-5 ist die Fehlerkovarianz  $\sigma_{x_t, x_v}^2$  zu sehen. Normalerweise beträgt ihr Wert 0, da Tangential- und Vertikalkomponente unkorreliert sind ( $90^\circ$  zueinander). Bei einem Richtungswechsel ist die Vertikalkomponente  $x_v$  kurzzeitig die Tangentialkomponente  $x_t$ , so daß eine fast vollständige Korrelation ( $\approx 0,78$ ) zwischen beiden Komponenten besteht.

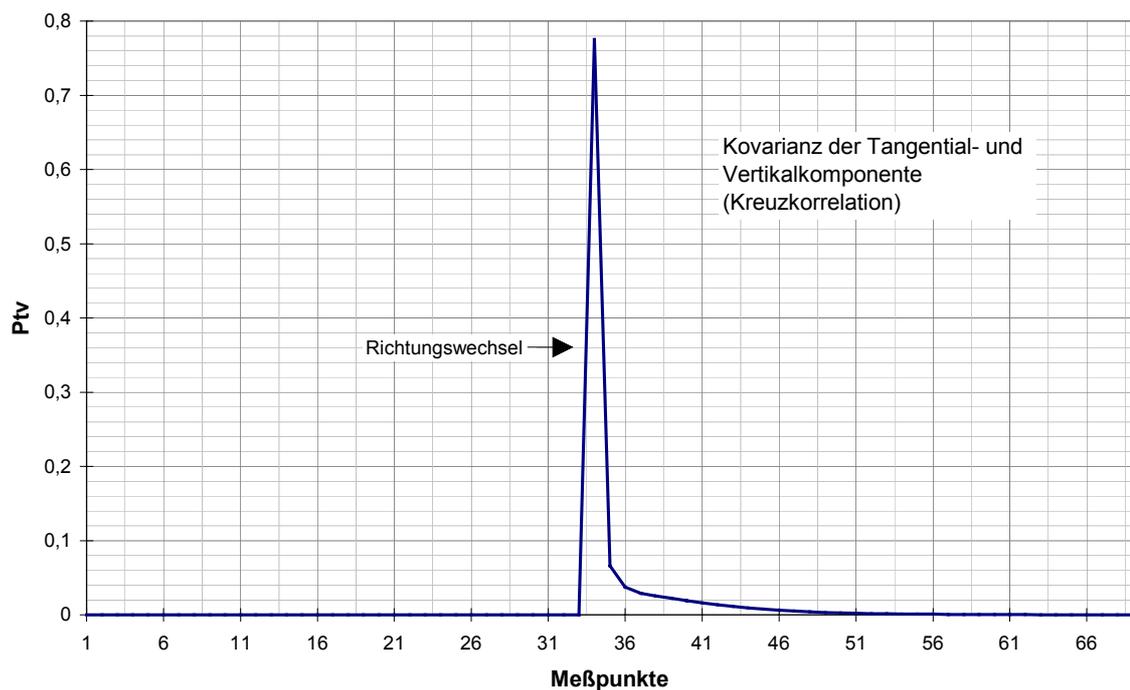


Diagramm 4-5:  $\sigma_{x_t, x_v}^2$  mit Transformation bei Richtungswechsel

In folgendem Diagramm 4-6 sind die drei Vektoren Straße / DGPS / korrigiertes DGPS zu sehen. Nach dem Richtungswechsel liegt der korrigierte Positionsvektor deutlich näher an der Straße, als der real gemessene DGPS - Vektor (siehe auch Anhang) .

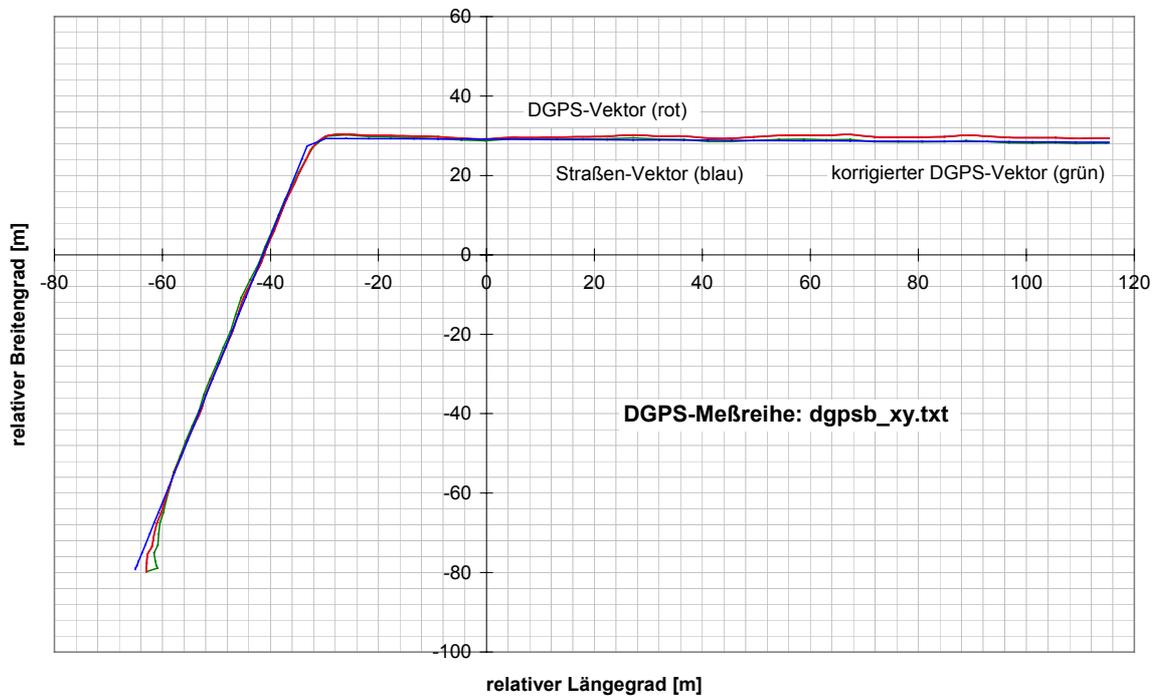


Diagramm 4-6: Vergleich der drei Vektoren - Straße/DGPS/korrigierter Vektor

Die Minimierung der Abweichung der Positionswerte in tangentialer Richtung (Fahrtrichtung) ist in dieser Abbildung nicht zu erkennen.

Im Diagramm 4-7 bzw. Diagramm 4-8 wird der vorzeichenbehaftete Abstand bzw. Betrag jeweils der original DGPS - Meßwerte und der korrigierten DGPS - Werte gezeigt. Es ist zu sehen, daß nach dem Richtungswechsel die korrigierten Werte näher an der Straße liegen, als die Ausgangswerte. Damit und mit der in Diagramm 4-1 gezeigten Minimierung der Fehlerkovarianz in tangentialer Richtung nach einem Fahrtrichtungswechsel wurde die prinzipielle Funktion des DGPS - Korrekturfilters nachgewiesen.

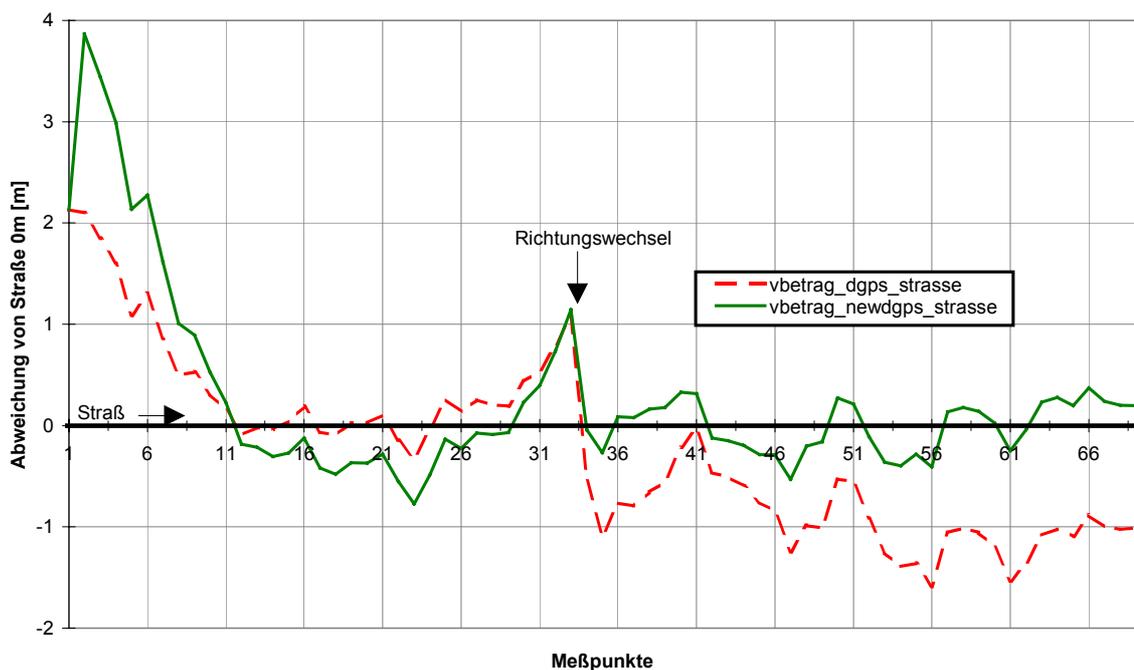


Diagramm 4-7: Abstand des nicht korrigierten und des korrigierten DGPS-Wert (*vbetrag\_newdgps\_strasse*) von der Straße

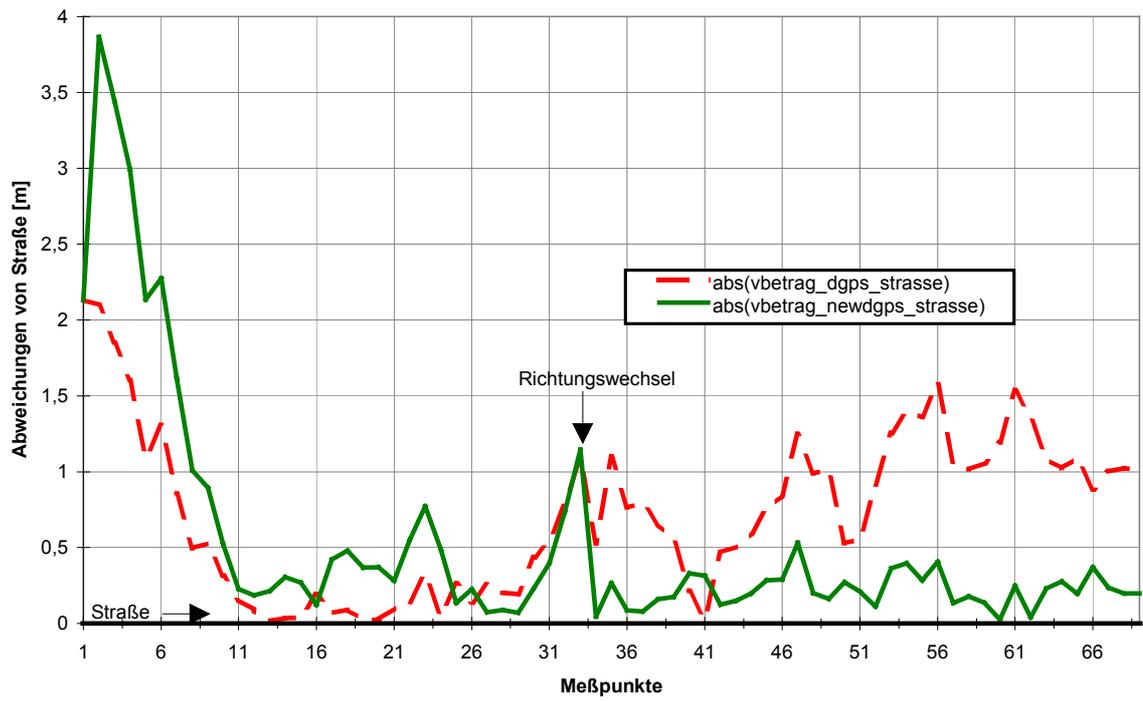


Diagramm 4-8: Abstand (Betrag) des nicht korrigierten und des korrigierten DGPS-Wert (vbetrag\_newdgps\_strasse) von der Straße

## 5 Zusammenfassung und Ausblicke

Es wurde ein neues Verfahren entwickelt, welches die Genauigkeit von DGPS-Positionswerten mittels Korrelation mit einer vorhandenen Vektorkarte des befahrenen Gebietes unter Ausnutzung von Fahrtrichtungsänderungen erhöht. In der Simulation wurde die Richtigkeit des entwickelten DGPS - Korrekturfilters mit real gemessenen DGPS-Werten validiert.

DGPS reicht mit seiner Genauigkeit von  $\sigma_{DGPS} = 5m$  nicht aus, ein Fahrzeug sicher auf der Straße zu halten. Mit der hier entwickelten Methode kann die vertikale Abweichung zur Position auf der Straße mit 0,5m angegeben werden. Damit sollte es möglich sein, ein Fahrzeug sicher auf der Straße zu navigieren. Des weiteren kann man die Aussage treffen, daß mit einer Abweichung in Tangentialrichtung von  $x_t \leq \sqrt{3}$ , was 1,7m entspricht, es möglich sein sollte, eine Kreuzung auf einer Straße zu identifizieren. Diese Aussagen gelten jedoch nur unter den hier angenommenen Systemparametern.

Eine Anwendungsbeispiel für dieses Korrekturfilter wäre z.B. folgendes: Eine hohe Geschwindigkeit eines Fahrzeuges hat einen negativen Einfluß auf die Genauigkeit der Positionsbestimmung (pseudo range rate). Durch die Anwendung des DGPS-Korrekturfilters kann dieser Einfluß, zumindest teilweise, ohne großen Aufwand kompensiert werden.

Weiterhin wurde mittels praktischer Versuche die Tauglichkeit des DGPS bei der Fahrzeugnavigation getestet und Vergleiche zum GPS gezogen. Es wurde dabei festgestellt, daß auch bei der relativ hohen Genauigkeit des DGPS es nicht ausreicht, mit diesem Navigationssystem auf der Fahrspur zu bleiben. Besonders der *multipath-Effekt*, welcher in bebauten Gebieten eines der Hauptprobleme darstellt, ist nur unter Einbeziehung zusätzlicher Sensoren entgegenzuwirken. Durch die zusätzliche Anwendung intelligenter Algorithmen ist die Zuverlässigkeit noch weiter zu erhöhen.

Eine absolute Aussage über die Genauigkeit des DGPS-Korrekturfilters kann nicht angegeben werden, da ein dazu benötigter Referenzpunkt zum jetzigen Zeitpunkt nicht zu

Verfügung stand. Weiterhin wurde festgestellt bzw. bestätigt, daß erst mit der Verwendung des DGPS eine Nutzung der angegebenen Höheninformation sinnvoll ist.

Das hier entwickelte DGPS-Korrekturfilter ist noch weiter auszubauen und zu verfeinern. Es zeigt in diesem Entwicklungsstadium nur das Prinzip. So ist es zum Beispiel denkbar, ein kompaktes KALMAN - Filter zu entwickeln, welches die Navigationslösung unter Verwendung von *pseudoranges* zu den Satelliten, DGPS und Straßenvektorkarten ermittelt und somit eine Komplettlösung darstellt.

## 6 Literaturverzeichnis

- [1] GPS Satelliten-Navigation  
Schröder, Frank ; Franzis-Verlag GmbH 1994  
ISBN 3-7723-6682-1
- [2] Handbuch der Satellitennavigation  
Bachmann, Peter ; Motorbuch-Verlag Stuttgart 1994  
ISBN 3-613-01538-2
- [3] Radionavigation Systems  
Forssell, Börje ; Prentice Hall 1991  
ISBN 0-13-751058-6
- [4] Aerospace Avionics Systems - A Modern Synthesis  
Siouris, George M. ; Academic Press, Inc. 1993  
ISBN 0-12-646890-7
- [5] Vermessung und Ortung mit Satelliten  
Bauer, Manfred ; Wichmann Verlag GmbH 1992  
2. völlig neuüberarb. Auflage  
ISBN 3-87907-245-0
- [6] BONEs<sup>®</sup> SatLab<sup>™</sup> User's Guide  
COMDISCO SYSTEMS 1993
- [7] Factorization Methods for Discrete Sequential Estimation  
Bierman, Gerald J. ; Academic Press, Inc. 1977  
ISBN 0-12-097350-2
- [8] MicroTracker<sup>™</sup> LP  
OPERATIONS MANUAL; GPS-16 Rev. A, 10/1/94
- [9] Global Position System  
The Institute of Navigation 1980  
International Standard Book Number (ION): 0-936406-00-3
- [10] Applied Optimal Control  
Bryson, Arthur E., Jr. / Ho, Yu-Chi ; Ginn and Company 1969  
Library of Congress Catalog Card Number: 69-10425
- [11] GPS for vehicle tracking  
GPS WORLD-news and applications of the global positioning system  
10/91/Seite 44
- [12] ROHDE & SCHWARZ  
GPS/DGPS Ortungssystem - Technische Information
- [13] Funkortungs - und Navigationssystem NAVSTAR GPS  
Prof. Dr.-Ing. habil. W. Mansfeld ; Radio Fernseh Elektronik  
Teil 1 11/88/Seite 723; Teil 2 12/88/Seite 796
- [14] Regeltechnik und Systemtheorie II  
Prof. Dr. H. Meyer (RWTH) ; Verlag der Augustinusbuchhandlung  
4. Auflage 1994  
ISBN 3-86073-165-3

- [15] Vermessungskunde  
Heribert Kahmen ; Walter de Gruyter & Co  
18. Auflage 1993  
ISBN 3-11-013732-1
- [16] Stochastische Grundlagen des KALMAN-Bucy-Filters  
Brammer / Siffling ; R. Oldenburg Verlag München Wien  
3. Auflage 1990  
ISBN 3-486-21638-4
- [17] KALMAN-Bucy-Filter - Deterministische Beobachtungen und stochastische Filterung  
Brammer / Siffling ; R. Oldenburg Verlag München Wien  
4. Auflage 1994  
ISBN 3-486-22779-3
- [18] Statistische Nachrichtentheorie - Erster Teil- Signalerkennung und Parameterschätzung  
Dr.-Ing. Kristian Kroschel ; Springer Verlag Berlin Heidelberg New York Tokyo  
2. Auflage 1986  
ISBN 3-540-17153-3
- [19] Statistische Nachrichtentheorie - Zweiter Teil - Signalschätzung  
Dr.-Ing. Kristian Kroschel ; Springer Verlag Berlin Heidelberg New York  
2. Auflage 1988  
ISBN 3-540-50125-8
- [20] ADAPTIVE FILTERING PREDICTION AND CONTROL  
Graham C. Goodwin / Kwai Sang Sin  
Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, New Jersey 07632 1984  
ISBN 0-13-004069-X
- [21] KALMAN - FILTERING - Theory and Practice  
Mohinder S. Grewal / Angus P. Andrews  
Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, New Jersey 07632 1993  
ISBN 0-13-211335-X
- [22] Digital and KALMAN - Filtering  
S. M. Bozic ; Great Britain for Edward Arnold  
second edition 1994  
ISBN 0-340-61057-3
- [23] Estimationtheorie  
Loffeld  
Universitätsbibliothek Ilmenau  
69=91A1805-1
- [24] Estimationtheorie (Anwendungen - KALMAN-Filter S. 379-662)  
Loffeld  
Universitätsbibliothek Ilmenau  
69=91A1805-2
- [25] Vorlesung Mobile Satellitenkommunikation I  
Prof. Horst Salzwedel / Dipl. Ing. Gunar Schorcht
- [26] Dr. J. Dittrich und Dipl.-Phys. E. Kühmstedt  
Institut für Angewandte Geodäsie Frankfurt am Main Außenstelle Potsdam  
(INTERNET - Leipzig)
- [27] Satellite Communication Systems Engineering - Second Edition  
Wilbur L. Pritchard, Henri G. Suyderhoud und Robert A. Nelson  
PTR Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey 07632 1993  
ISBN 0-13-791468-7

- 
- [28] Astronomy on the Personal Computer  
O. Montenbruck / T. Pflieger ; Springer-Verlag NewYork Berlin Heidelberg  
1991  
ISBN 0-387-51386-8
- [29] GPS SATELLITE SURVEYING  
Alfred Leick ; John Wiley & Sons Publication  
1990  
ISBN 0-471-81990-5
- [30] Satelliten - Kommunikation  
Dennis Roddy ; Carl Hanser Verlag München Wien 1991  
Coedition Prentice - Hall International Inc., London  
ISBN 3-446-16000-0
- [31] "GPS: Navigation mit Satelliten"  
Spektrum DER WISSENSCHAFT  
1/96 S. 102ff
- [32] Studienjahresarbeit - GPS (MicroTracker)  
Axel Schneider  
EMT 1995

## 7 Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung
$x_p, y_p, z_p$	Koordinaten des Empfängers (Nutzerposition)
$x_i, y_i, z_i$	Koordinaten des i-ten Satelliten
$S^i$	i-ter Satellit
$p_j^i$	Entfernung vom i-ten Satelliten zum j-ten Nutzer
$r^i$	Entfernung vom i-ten Satelliten zum Erdmittelpunkt
$\bar{R}_u$	Vektor vom Erdmittelpunkt zum Nutzer
$\bar{D}_i$	Vektor vom Nutzer zum i-ten Satelliten
$\bar{R}_i$	Vektor vom Erdmittelpunkt zum i-ten Satelliten
$\rho_i$	<i>pseudorange</i> vom Nutzer zum i-ten Satelliten
$\bar{e}_i$	Einheitsvektor vom Nutzer zum Satelliten
$x_i$	x-Achse im ECI - KOOS
$x_e$	x-Achse im ECF - KOOS
$t$	Zeit; Sekundenzahl
$\Delta T$	Zeitdifferenz (z.B. bei <i>pseudorange</i> )
$\lambda$	geographische Länge
$\varphi$	geographische Breite
$a$	große Halbachse der Ellipse
$b$	kleine Halbachse der Ellipse
$c$	Lichtgeschwindigkeit $c = 299.792.458$ m/s
$e$	Exzentrizität (Abweichung der Ellipse vom Kreis)
$f$	flattening (Abplattung)
$\omega_e$	Winkelgeschwindigkeit der Erde $\omega_e = 7,2921159 \cdot 10^{-5}$ rad / s
$\mu$	universelle Gravitationskonstante $\mu = 3,986005 \cdot 10^{14}$ m <sup>3</sup> / s <sup>2</sup>
$T$	Anzahl der Julianischen Jahrhunderte
$\sigma$	Standartabweichung
VAR	Varianz

$COV$	Kovarianz
$E$	Erwartungswert
$\varepsilon, e_i$	sonstige Fehler (GPS)
$p_i$	pseudorange (Entfernungen mit Offset)
$\tau_{L_1}, \tau_{L_2}$	Laufzeitverzögerungen von $L_1$ und $L_2$
$L_1, L_2$	Trägerfrequenzen des GPS
$f_0$	Grundfrequenz (GPS)
$x_L, y_L$	Koordinaten des projizierten Lotes auf die "Straße"
$x_{DGPS}, y_{DGPS}$	Koordinaten des DGPS - Meßwertes"
$x_k$	Zustandsvektor eines diskreten Systems
$y_k$	Beobachtungsvektor eines diskreten Systems
$x(k)$	Signal, Zustandsvektor diskret
$y(k)$	Meßwert (Beobachter, Sample)), Meßvektor diskret
$K$	Rückkopplungsmatrix, <i>gain</i> , des KALMAN - Filters
$A$	System Matrix (vom Systemmodell) mit Zeitkonstanten
$\tau_t, \tau_v$	Zeitkonstanten für vertikale und tangentielle Störungen
$B$	Wichtungsmatrix des Störungsprozesses im Systemmodell
$C$	Beobachter Matrix (Messung, Meßparameter)
$D$	Wichtungsmatrix des Störungsprozesses im Beobachtermodell
$w(k)$	Systemrauschen
$v(k)$	Beobachterrauschen
$P(k)$	Kovarianz Matrix des Zustands Vektors (Fehler) des System
$Q(k)$	Kovarianz Matrix der Störungen des Prozesses
$R(k)$	Kovarianz Matrix der Meßfehler (Beobachterrauschen)
$\sigma_{x_t, x_t}^2, P_{tt}$	Kovarianz der Tangentialkomponente $x_t$ (vertikal usw. analog)
$x_t, x_v$	Tangentialkomponente, Vertikalkomponente
ma/b, na/b	Parameter für die Teilgeraden der Vektorkarte

## 8 Abkürzungen und Begriffserklärung

Almanach	Tafeln aller Satelliten mit ihren Parametern $\Rightarrow$ Ephemeriden
Ambiguity	engl. Mehrdeutigkeit - nicht eindeutig zuordenbar - z.B. unbekannte Anzahl voller Wellenlängen (Perioden) bei der Trägerphasenmessung
Anomalie	Winkel zwischen der Verbindungslinie Sonne-Planet und der Apsidenlinie des Planeten
Aphel	Punkt einer Planetenbahn, welcher von der Sonne am entferntesten liegt
Apogäum	erdenfernster Punkt der Bahn eines Körpers um die Erde
Apside	Punkt der kleinsten bzw. größten Entfernung eines Planeten (Satelliten) vom Gestirn, das er umläuft
Apsidenlinie	Linie zwischen den Apsiden
Äquinoktium	Tagundnachtgleiche am Frühlingsanfang der Nordhalbkugel um den 21. März und am Herbstanfang der Nordhalbkugel um den 23. September
AS	Anti-Spoofing - Störungsschutz durch Verschlüsselung (P-Code $\Rightarrow$ Y-Code)
AVL	automatik vehicel locator
AWGN	additive white Gaussian noise
Azimut	- Winkel zwischen geographisch Nord und angepeiltem Objekt in der Horizontalebene des Beobachters - Winkel zwischen der Vertikalebene eines Gestirns und der Südhälfte der Meridianebene, gemessen von S über W, N u. O
BPSK	binary phase shift keying
C/A-Code	„Coarse / Acquisition Code“ beeinflussbare zivil nutzbare Daten (L1) „Grob- und Auffasscode“ - Code geringer Auflösung; nötig für „P-Code-Login“
CAT IIIc	Kategorie für Präzisionsanflüge (vertikale Genauigkeit $\pm 0,5\text{m}$ ab 50ft)
CDMA	Code Division Multiple Access (sehr störsicheres Übertragungsverfahren, siehe Anhang)
CIO	Conventional International Origin - Lage der z-Achse aus mittlerer Lage der Pole (Präzession und Nutation) für die Periode von 1900 - 1905
CTP	Conventional Terrestrial Pole
CTS	conventional terrestrial system; „Vereinbartes erdfestes System“
Deklination	entspricht in etwa den Breitengraden ( $-90^\circ$ - $+90^\circ$ ) - KOOS des Himmelsgewölbe

DGPS	Differential GPS	
DME	distance measuring equipment - Entfernungsmessgerät zu gerichteten UKW-Drehfunkfeuern	
DoD	U.S. Department of Defence - Amerikanisches Verteidigungsministerium	
DOP	Dilution of Precision GDOP      Geometric HDOP      Height PDOP      Position TDOP      Time	Fehleranteil bei der Positionsbestimmung mittels GPS durch die Satellitenkonstellation
Dopplercount	- Integral über die Frequenzverschiebung für ein bestimmtes Zeitintervall - ist ein Maß für die Entfernungsdifferenz zweier aufeinanderfolgender Satellitenpositionen	
ECEF	earth centered earth fix - erdfestes, rechtwinkliges KOOS (= ECF)	
ECF	earth centered fix = ECEF	
ECI	earth centered inertial - astronomisches kartesisches KOOS zur Beschreibung von Satellitenbahnen	
Ekliptik	der größte Kreis, in dem die Ebene der Erdbahn um die Sonne die als unendlich groß gedachte Himmelskugel schneidet	
Elevation	Erhebungswinkel eines Himmelsobjektes über dem Horizont des Beobachters	
Ephemeriden	Tafeln mit vorausgerechneten Positionen der Satelliten an der Himmelskugel	
Ephemeris	Voraussage der aktuellen Satellitenpositionen aus Satellitendatenübermittlung	
equinox	engl., siehe Äquinoktium, Frühlingspunkt	
Exzentrizität	Abweichung, Abstand vom Mittelpunkt (Ellipse)	
Feed	siehe Food	
Food	Längenmaß    1 food = 30,48 cm	
Frühlingspunkt	- einer der Äquinoktialpunkte (Äquinoktium), der als Nullpunkt der Rektaszensionszählung genommen wird - Richtung des Schnittpunktes von Himmelsäquator und Ekliptik, in dem die Sonne von der südlichen auf die nördliche Himmelskugel übertritt	
g	Fallbeschleunigung: $g = 9,80665 \frac{m}{s^2}$ (Normwert) $g = ( 9,8063 - 0,0246 \cos(2\varphi) - 0,000003 \frac{h}{Meter} ) \frac{m}{s^2}$	geogr. Breite: $\varphi$ Höhe: $h$

GAST	Greenwich apparent siderial time - Rotationswinkel zwischen dem „Frühlingspunkt“ und dem Greenwich Meridian
Geodäsie	Wissenschaft von der Erdvermessung - Vermessungswesen
GIBS	GPS Integrity Broadcast Service - GPS Informations- und Beobachtungssystem
GLONASS	Global Navigation Satellite System (GUS)
GMST	Greenwich mean siderial time $\Rightarrow$ GAST
Inertialsystem	KOOS, welches sich geradlinig mit konst. Geschwindigkeit bewegt
Inklination	Bahnneigung - Winkel, den eine Planeten- o. Kometenbahn mit der Ekliptik bildet
IOC	Initial Operation Capability
KALMAN-BUCY	Signalschätzung zeitkontinuierlicher Prozesse
KKF	Kreuzkorrelationsfunktion - „Verwandtschaft“ zweier Funktionen
Konjunktion	Stellung zweier Gestirne im gleichen Längengrad
Kovarianz	Maß für den mittleren linearen statistischen Zusammenhang zweier oder mehrerer Zufallsgrößen - Kovarianzmatrix
$L_1$	GPS-Trägerfrequenz 1575,42 MHz $\Rightarrow$ SPS
$L_2$	GPS-Trägerfrequenz 1227,6 MHz $\Rightarrow$ PPS
LAT	Latitude - geographische Breite
Logge	Schwimmkörper zur Geschwindigkeitsmessung
LON	Longitude - geographische Länge
MCS	Master Control Station
NAVSTAR	NAVigation Satellite Timing And Ranging (GPS)
NM	Nautical Mile - Seefahrt: 1 mile = 1852m ; (Land: 1 mile = 1609m)
Nutation	zusätzliche Schlingerbewegung innerhalb der $\Rightarrow$ Präzession
OCS	Operational Control System
Orbit	Umlaufbahn
P-Code	„Precision Code“ hochgenaue militärisch genutzte Daten ( $L_1 + L_2$ )
Perigäum	erdnahster Punkt der Bahn eines Körpers um die Erde
Perihel	Punkt einer Planetenbahn, welcher der Sonne am nächsten liegt
PLL	phase-looked-loop (Phasennachführschaltung)
PN	Pseudo Noise $\Rightarrow$ PN-sequence $\Rightarrow$ m-sequence (PN-sequence maximaler Länge $2^{N-1}$ )

PPS	Precise Positioning Service ( $L_1 + L_2$ ) - derzeit Y-Code ⇒ verschlüsselter P-Code
PR	Pseudo Range - Pseudoentfernungen mit systematischen Fehlern (korrigierbar)
Präzession	Taumbewegung der Erdatmosphäre zusätzlich zur Rotation (Periode ca. 26000 Jahre)
PRN	Pseudo Random Noise - scheinbarer Zufallscode (periodisch; rauschähnlich)
RDS	Radio-Data-System - Informationsübertragung bei Radiosendern
Refraktion	Brechung von elektromagn. Wellen an Grenzflächen zweier Medien
Rektaszension	entspricht in etwa den Längengraden (0-24 Std. mit 15°/Std.) - KOOS des Himmelsgewölbes
RMS	Root Mean Square
RS232	verbreitetes serielles Schnittstellenformat (z.B. beim PC)
RTCM SC-104	Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee - DGPS - Korrekturdatenformat
SA	Selektive Availability - künstliche Verschlechterung der Satellitensignale; Genauigkeit für zivile Nutzer von 100m ( $2\sigma$ )
siderisch	auf die Sterne bezogen (z.B. siderischer Tag = 23h 56min 4,09s)
SPS	Standard Positioning Service ( $L_1 + SA$ ) - benutzt C/A-Code
TAI	Temps Atomique International - internationale Atomzeitskala (für die Wissenschaft)
UERE	User Equivalent Range Error - faßt ⇒ URE zu Gesamtfehler zusammen
URE	User Range Error - Fehlerkomponente für einen Satelliten
UT	Universal Time - Weltzeit als astronomische Zeiteinteilung (Nullmeridian)
UTC	Universal Time Coordinated - Weltzeit mit Schaltsekunde (aus Atomzeit); UTC=MEZ-1h=MESZ-2h
UTM	Universal Transverse Mercator - Zylinderprojektion (Ellipsoid → ebene Fläche)
Varianz	mittlere quadratische Abweichung einer zufälligen Veränderlichen von ihrem Mittelwert
W-Code	Verschlüsselungscode - P-Code → Y-Code
WGS 84	geodätisches Bezugssystem mit geodätischen Datum (Referenzsystem)
Y-Code	verschlüsselter ⇒ P-Code

---

Zenit	senkrecht über dem Beobachtungspunkt gelegener höchster Punkt des Himmelsgewölbes (Scheitelpunkt)
-------	---

## 9 Abbildungs- und Tabellenverzeichnis

ABBILDUNG 1-1: ENTFERNUNGSBESTIMMUNG ZWEIER ORTE IM 3-D RAUM .....	11
ABBILDUNG 1-2: ECI ZU ECF KOORDINATENTRANSFORMATION .....	15
ABBILDUNG 1-3: TRANSFORMATIONSBEZIEHUNGEN (VON OBEN AUF DIE Z-ACHSE GESCHAUT) .....	16
ABBILDUNG 1-4: FLATTENING (ABFLACHUNG) DER ERDE DURCH DIE ERDROTATION .....	20
ABBILDUNG 1-5: DICHTEFUNKTION $f(\xi)$ DER NORMALVERTEILUNG .....	26
ABBILDUNG 1-6: SYSTEM- UND BEOBACHTER MODELL .....	31
ABBILDUNG 1-7: BERECHNUNGSSCHRITTE FÜR EIN KALMAN - FILTER .....	34
ABBILDUNG 1-8: UNTERROUTINE FÜR DAS GAIN $K(k)$ DES KALMAN - FILTER .....	35
ABBILDUNG 1-9: ZWEIDIMENSIONALES ORTEN EINES OBJEKTES IN DER HORIZONTALLEBENE .....	39
ABBILDUNG 1-10: DREIDIMENSIONALES ORTEN EINES OBJEKTES IM RAUM .....	39
ABBILDUNG 1-11: PRINZIP DER ENTFERNUNGSMESSUNG - EINWEGMESSUNG .....	40
ABBILDUNG 1-12: KONSTELLATION DER SATELLITEN (21 + 3) VON NAVSTAR-GPS .....	42
ABBILDUNG 1-13: DISTANZMESSUNG (PSEUDORANGE) BEI GPS .....	43
ABBILDUNG 1-14: GEOMETRIE DER NAVIGATIONS-LÖSUNG .....	47
ABBILDUNG 1-15: SEGMENTE DES GPS .....	51
ABBILDUNG 1-16: GPS/INS INTEGRATION BLOCKDIAGRAMM .....	56
ABBILDUNG 1-17: FAHRZEUGNAVIGATIONSSYSTEM "CARIN" .....	58
ABBILDUNG 1-18: PRINZIP DES DGPS BEI DER FAHRZEUGNAVIGATION .....	58
ABBILDUNG 2-1: AUFBAU DER VERSUCHSANORDNUNG ZUR MESSWERTERFASSUNG MIT DGPS .....	63
ABBILDUNG 2-2: ZUSAMMENHANG ZWISCHEN LÄNGENGRAD UND BREITENGRAD .....	65
ABBILDUNG 2-3: ABWEICHUNGEN VON EINEM FESTEN PUNKT A BEI GPS .....	67
ABBILDUNG 2-4: ABWEICHUNGEN VON EINEM FESTEN PUNKT A BEI DGPS .....	68
ABBILDUNG 2-5: TESTSTRECKE DES CAMPUS ILMENAU MIT DGPS (MIT BEZUGSPUNKTEN) .....	68
ABBILDUNG 2-6: CAMPUS TESTSTRECKE MIT DGPS .....	70
ABBILDUNG 2-7: HÖHENPROFIL ZU ABBILDUNG 2-6 (DGPS) .....	70
ABBILDUNG 2-8: CAMPUS TESTSTRECKE MIT GPS .....	71
ABBILDUNG 2-9: HÖHENPROFIL ZU ABBILDUNG 2-8 (GPS) .....	71
ABBILDUNG 2-10: MULTIPATH - EFFEKTE AN HÄUSERFRONTEN .....	72
ABBILDUNG 2-11: MULTIPATH - EFFEKT AUF DEM CAMPUS ILMENAU (DGPS) .....	73
ABBILDUNG 3-1: GRAFISCHE DARSTELLUNG DER DREI DGPS - MESSREIHEN .....	76
ABBILDUNG 3-2: GERADENGLEICHUNG / ANSTIEG .....	77
ABBILDUNG 3-3: AUFTEILUNG DER TESTSTRECKE IN ZWEI "GERADEN" .....	78
ABBILDUNG 4-1: KOVARIANZANSTIEG UND UPDATE (SCHEMATISCHE DARSTELLUNG) .....	80
ABBILDUNG 4-2: PRINZIP DES RICHTUNGSABHÄNGIGEN UPDATE .....	81
ABBILDUNG 4-3: LOT AUF GERADE (UPDATE) .....	83
ABBILDUNG 4-4: DGPS - STRABENVEKTOR INTEGRATION MIT 4-STATE KALMAN - FILTER .....	87
TABELLE 0-1: AUFBAUPHASEN DES GPS .....	9
TABELLE 1-1: KUGELKOORDINATEN .....	13
TABELLE 1-2: ECI - KOORDINATENSYSTEM .....	14
TABELLE 1-3: ECF - KOORDINATENSYSTEM .....	15
TABELLE 1-4: DATUM DES WGS 84 .....	22
TABELLE 1-5: WICHTIGE STATISTISCHE KENNGRÖßEN .....	25
TABELLE 1-6: FEHLERAUSGLEICH DURCH DGPS [1] .....	52
TABELLE 1-7: GEGENÜBERSTELLUNG VON GPS - INS [1] .....	56
TABELLE 1-8: GESCHWINDIGKEITSVERGLEICH VON KM/H => M/S .....	59
TABELLE 2-1: EINSTRABLWEGE BEI GPS .....	72

## **10 Anhang**

extra Dokument  $\Rightarrow$  *anhang.doc*

## 10. Anhang

<b>Anhang A Technische Konzeption des NAVSTAR-GPS</b>	<b>A-1</b>
Technische Realisierung der Signallaufzeitbestimmung / Entfernungbestimmung	A-1
Weltraumsegment (spacesegment)	A-2
Bodenkontrollsegment	A-2
Nutzersegment (GPS-Empfänger)	A-3
Verfahren und Frequenzen	A-6
Verschlüsselung und Korrekturmaßnahmen	A-8
Track-Bedingungen	A-9
Fehler des GPS	A-10
Fehlerquellen für den Nutzer	A-10
<b>Anhang B Modellbildung des GPS</b>	<b>B-11</b>
Einfluß der Ionosphäre und Troposphäre	B-11
Fehler der Satellitenuhr und der Empfängeruhr	B-12
Mehrwegausbreitung und Antenneneinflüsse	B-13
Relativistische Effekte	B-13
Bahnfehler	B-14
Konfiguration (GDOP)	B-14
Signalfilterung	B-16
<b>Anhang C Positions- und Geschwindigkeitsbestimmung bei GPS</b>	<b>C-18</b>
Dopplercount	C-18
Geschwindigkeitsmessung	C-19
Verwendung der Trägerphase für höhere Genauigkeiten	C-20
<b>Anhang D Satellitensichtbarkeit (Elevation)</b>	<b>D-25</b>
<b>Anhang E Julianisches Datum</b>	<b>E-27</b>
<b>Anhang F CDMA - Spread Spectrum</b>	<b>F-28</b>

---

<b>Anhang G Umrechnungshilfen - Längen- und Breitengrad</b>	<b>G-31</b>
<b>Anhang H DGPS - Korrekturfilter (MATLAB™ - Datei)</b>	<b>H-33</b>
<b>Anhang I DGPS - / Straße - / New-DGPS - Vektoren</b>	<b>I-39</b>

## Anhang A Technische Konzeption des NAVSTAR-GPS

Das System NAVSTAR-GPS umfaßt die in Abbildung 1 genannten Segmente.

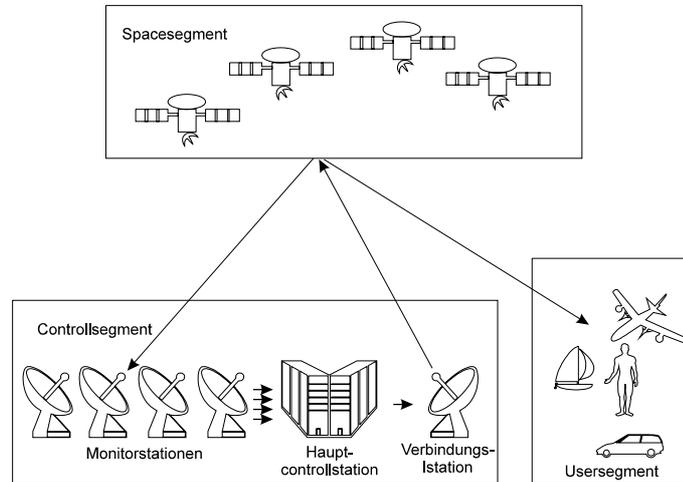


Abbildung 1: Segmente des GPS

### Technische Realisierung der Signallaufzeitbestimmung / Entfernungbestimmung

Neben der Aufgabe des Codes den Satelliten eindeutig zu identifizieren, dient er gleichzeitig für die Laufzeitbestimmung der Signale und damit der Entfernungbestimmung. Die Phasenverschiebung, die notwendig ist, um die im Empfänger erzeugte Kopie des Codes mit dem ankommenden Signal zu synchronisieren (Korrelation), ist gleichzeitig ein Maß für die Signallaufzeit vom entsprechenden Satelliten zum Empfänger. Dazu zählt man im einfachsten Fall die Verschiebungen um einen Chip, die notwendig sind, die in Abbildung 2 dargestellte Synchronisation zu erreichen.

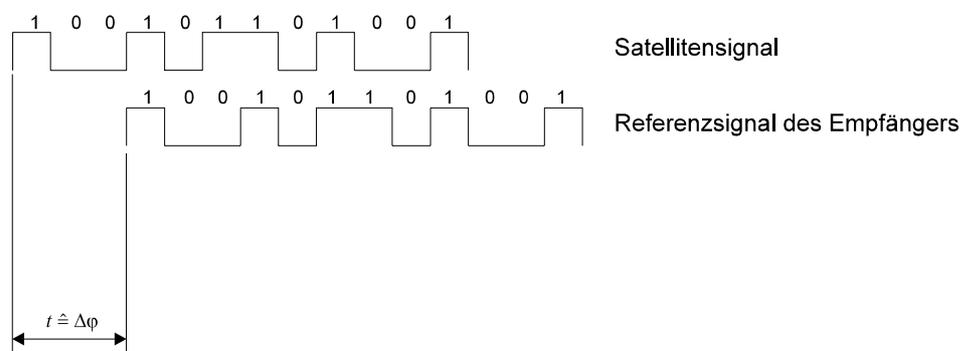


Abbildung 2: Code- bzw. Chipverschiebung zur Laufzeitbestimmung

Da die Chiplänge bekannt ist, folgt daraus unmittelbar eine Laufzeitdifferenz bezogen auf den im Empfänger erzeugten Vergleichscode.

### ***Weltraumsegment (spacesegment)***

Satellitenanzahl:	24 (21 + 3 Reserve)
Satelliten Typ:	Block II <sup>1</sup> Satelliten (Größe: 5,20m / Masse: 862 kg)
Lebensdauer:	konzipiert für 5 Jahre (im Mittel)
Flughöhe:	20.183 km (MEO - medium earth orbit)
Bahnanzahl:	6 (4 Satelliten pro Bahn)
Sichtbarkeit:	≥ 4 Satelliten an jedem Ort der Erde
Inklination:	55° bezogen auf den Äquator
Erdumlaufdauer:	12h (früher 11h 58 min)
Energieversorgung:	Solarenergie mit Raumlagereregelsystem (Pufferung durch Akku)
Antenne:	Trägerausstrahlung mit annähernder Rundcharakteristik (≈ omnidirektional)

### ***Bodenkontrollsegment***

Die Satelliten sind so konzipiert, daß ihre Funktionen automatisch ablaufen und sie sich selbst kontrollieren. Um jedoch ein Maximum an Genauigkeit und Zuverlässigkeit bei der Positionsbestimmung zu gewährleisten, werden die Satelliten durch ein Kontrollzentrum überwacht.

1 x Hauptstation                      Colorado Springs      (Uploading Station - Master Control Station)

deren Aufgaben sind:

- Steuerung und Kontrolle der Verbindungs- und Kontrollstationen
- Berechnung der Ephemeriden für jeden Satelliten
- Berechnen der Daten für das Almanach
- Berechnen der Korrekturen für die „Uhren“ in den Satelliten
- Zusammenstellen von Zeit- und Formatdaten

---

<sup>1</sup> Sind in der Lage Pseudostrecken von Satellit zu Satellit zu messen um damit unabhängig von den Bodenkontrollstationen Bahndaten berechnen zu können.

3 x Verbindungsstationen	Ascension Islands Diego Garcia (Kwajalein)
5 x Kontrollstationen	Colorado Springs (MCS = Monitorstationen) Ascension Kwajalein Hawaii Diego Garcia

Die Nachrichtenverbindung Boden - Satellit über die Verbindungsstationen für die Aktualisierung der Satelliten alle 24 (8) Stunden arbeitet im S-Band [2...4 GHz].

### *Nutzersegment (GPS-Empfänger)*

Das Nutzersegment umfaßt alle Nutzer mit ihren verschiedenartigen GPS-Empfängern.

Funktionen eines GPS-Empfänger:

- Träger  $L_1$  und  $L_2$  empfangen
- C/A-Code von jedem der vier empfangsgünstigsten Satelliten erfassen (Signalacquisition) und demodulieren
- Codesequenz - Synchronisation vollziehen
- Satellitendaten (Navigationsmitteilung) aus dem C/A-Code demodulieren
- Übergabe des C/A-Code - Signals zum P-Code - Signal (sofern erwünscht)
- P-Code von jedem der vier empfangsgünstigsten Satelliten erfassen (Signalacquisition) und demodulieren
- Berechnung der Pseudoentfernung von jedem der vier Satelliten
- Berechnung der Zeitabweichung
- Messen der Dopplerfrequenzverschiebung zur Berechnung der Eigengeschwindigkeit
- Pseudoentfernungen, Zeitabweichungen, Dopplerfrequenzverschiebungen und Satellitendaten an den Navigationsprozessor transferieren

Je nach Anwendungsfall werden im Navigationsprozessor die Daten zu folgenden Angaben verarbeitet und gegebenenfalls mit anderen Ortungs- und Navigationssystemen verknüpft:

- erdbezogene dreidimensionale Koordinaten des momentanen Standortes des Nutzers (z.B. WGS 84)
- zielweisende Informationen
- Geschwindigkeit nach Betrag und Richtung
- Kurs- und Entfernungsangaben zu wählbaren Punkten (Zielführungssysteme, Pathfinder)
- Uhrzeitangaben (globale Systemzeit sehr hoher Genauigkeit)

Die für die Genauigkeit der Entfernungsmessung maßgebende Funktion liegt in dem Vorgang des Erfassens (*Acquisition*), Nachführung, Synchronisation und Einrasten der Codesequenzen im Rahmen eines Korrelationsprozesses. Für den Empfänger ist es relativ einfach, den C/A-Code zu erfassen, und auf ihn einzurasten. Die für das Einrasten erforderliche Phasenverschiebung wird als Laufzeit bzw. Pseudolaufzeit bezeichnet. Sie beinhaltet die Abweichung der Uhr des Nutzers sowie die Laufzeitverzögerungen in der Ionosphäre. Mit dem C/A-Code wird eine Genauigkeit erreicht (100m), die der Laufzeit eines Bruchteils der reziproken Taktfrequenz entspricht.

Im Empfänger kann bei Bedarf der Übergang vom C/A-Code zum P-Code erfolgen. Auch hierbei wird durch eine Phasenverschiebung das Nachführen, Synchronisieren und Einrasten bewirkt. Wegen der zehnmal höheren Taktfrequenz ist der zu erwartende Positionsfehler ungefähr um den Faktor 10 geringer so daß eine Genauigkeit von 10m erreicht werden kann.

Empfangsleistung der Receiver:

-130 bis -136 dBm (-160 dBW)

$$-130 \text{ dBm} = 10 \cdot \log \frac{P_E}{1 \text{ mW}} = 100 \cdot 10^{-18} \text{ W} = 100 \text{ aW (Attowatt)}$$

**Verfahren und Frequenzen**

2 digitale Trägersignale im L-Band [1...2 GHz]

Modulationsverfahren: CDMA (Spread-Spectrum-Verfahren)

Codesequenzen modulieren Träger zu BPSK-Signalen

4 x Atomuhren (Cäsium 133 ( $10^{-13}$ ) u./o. Rubinium ( $10^{-11}$ )) pro Satellit

Abweichung von internationaler Atomzeit (TAI), da keine Schaltsekunde eingefügt wird.

$$t_{\text{GPS}} = t_{\text{TAI}} + 7\text{s} \quad (1995)$$

UTC (Weltzeit aus Erdrotation)  $\Rightarrow$  Korrektur der TAI

Resonanzfrequenz:  $f_r = 9.192.631.770 \text{ Hz}$

Uhrenstabilität:  $10^{-12} - 10^{-13} \text{ [s]}$

->abgeleitete Grundfrequenz:  $f_0 = 10,23 \text{ MHz}$

Die Zeitzählung beim GPS verläuft kontinuierlich seit dem 5. Januar 1980, 0 Uhr UTC (Universal Time Coordinated). Dargestellt wird diese durch die aktuelle Wochennummer seit Beginn der Zählung und der abgelaufenen Sekundenanzahl innerhalb dieser Woche. Die Genauigkeit der GPS-Systemzeit wird in Bezug auf UTC mit  $100\mu\text{s}$  angegeben. Damit steht weltweit ein Zeitnormal hoher Genauigkeit zu Verfügung.

Bei der Zeitmessung können relativistische Effekte nicht mehr vernachlässigbar werden, d.h. Uhren gehen um ca.  $38 \mu\text{s} / \text{Tag}$  vor.

$\Rightarrow$  korrigierte Grundfrequenz:  $f_0 = 10,22999999545 \text{ MHz}$

daraus abgeleitet:

- Trägerfrequenz	L1	= $154 \times f_0$	= 1575,42 MHz
	L2	= $120 \times f_0$	= 1227,60 MHz

- L1 trägt den P-Code und den C/A-Code.

- L2 trägt nur den P-Code.

- Codefrequenzen	P(Y) ( <i>precision</i> )	= $f_0$	= 10,23 MHz
	C/A ( <i>coarse acquisition</i> )	= $f_0/10$	= 1,023 MHz

- Frequenz des Datensignals =  $f_0/2046000$  = 50 Hz

P - C o d e :

Bandbreite 20 MHz

Periode 267 Tage (7 Tage pro Satellit; Samstag Mitternacht Reset)

Codelänge  $15345000 \cdot 15345037 = 235,4659 \cdot 10^{12} = 266,41$  Tage

(ergibt sich aus 4 zwölfbittigen Schieberegistern, welche durch einen bestimmten Algorithmus verknüpft werden)

Übertragungsrate 10,23 MChip/s

Chiplänge  $(10,23 \text{ MChip/s})^{-1} = 10,23^{-1} \mu\text{s} = 97,75\text{ns}$

Bitlänge 20 ms

C / A - C o d e :

Bandbreite 2 MHz

Periode 1ms

Codelänge  $2^{10} - 1 = 1023$  Bit (Chip)

Übertragungsrate 1,023 MChip/s

Chiplänge  $1/1023000\text{s} = 977,52 \text{ ns}$

Bitlänge 20 ms

Signal		Frequenz	Wellenlänge	Pseudoentfernung (Genauigkeit)
Träger	L <sub>1</sub>	1575,42 MHz	19,05 cm	2,0 mm
	L <sub>2</sub>	1227,60 MHz	24,45 cm	2,5 mm
PRN-Codes	C/A	1,023 MHz	293, 10m	30,0 m
	P	10,23 MHz	29,31 m	3,0 m

*Tabelle Anhang A -1: Frequenzen und Wellenlängen der GPS Träger und PRN-Codes*

mit :  $c = f \cdot \lambda$        $c = 299.792.458 \frac{\text{m}}{\text{s}}$

Navigationmessage:

bestehend aus 5 Blöcken a 6s

Unterrahmen 1:	Uhren-Daten	(Aktualisierung alle 30s)
Unterrahmen 2:	Bahn-Daten	(Aktualisierung alle 30s)
Unterrahmen 3:	Bahn-Daten	(Aktualisierung alle 30s)
Unterrahmen 4:	Allgemeine Meldungen	(bestehend aus 25 Seiten a 30s)
Unterrahmen 5:	Almanach aller Satelliten	(bestehend aus 25 Seiten a 30s)

(Almanach gültig bis zu einem Monat)

Wiederholrate            30s

Mitteilungslänge        1500 Bit  $\Rightarrow 5 \cdot 6s = 30s$

$\Rightarrow 1500 \cdot 1023 = 1,5345 \cdot 10^6$  Chip

Datenübertragungsrate 50 Bit/s = 1500 Bit/30s

$\Rightarrow 50 \text{ Bit/s} \cdot 1023 \text{ Chip} = 5115 \text{ Chip/s}$

$\Rightarrow$  Träger  $L_1$  wird alle 1575,42 MHz / 5115 Chip/s = 30800 Perioden phasenmoduliert.

### Modulationsverfahren

- Bi-phase shift keying (BPSK) des Trägers mit PRN-Codes (PRN = pseudo random noise), welche wiederum mit dem Bitstrom des Datensignals (Navigationsmessage) moduliert sind

### Codierungsverfahren der Satellitensignale:

- Spread Spectrum  $\Rightarrow$  CDMA  $\Rightarrow$  KKF  $\Rightarrow$  Gold Codes, Kasami - Folgen (PRN-Codes)

- Codemuster einmalig für jeden Satelliten

### ***Verschlüsselung und Korrekturmaßnahmen***

Die Codesequenzen mit ihren hohen Geschwindigkeiten und der langen Dauer erscheinen einem Beobachter wie ein statistisch verteiltes Rauschen, daher kommt auch die Bezeichnung *pseudo-random-noise-code* (PRN-Code)

SA:

Selektive Availability - "ausgewählte Anwendbarkeit der vollen Genauigkeit" wurde am 25. März 1990 vom DoD (Department of Defence) eingeschaltet. Hierbei wird die erreichbare Positionsgenauigkeit künstlich verschlechtert durch Manipulation der gesendeten Daten, wie Satellitenuhren, Satellitenbahnen usw.. Die danach erreichbare Genauigkeit wird für Länge und Breite mit 100 m und für die Höhe mit 156 m angegeben (bei 95 % Sicherheit).

AS:

Anti-Spoofing - „nichtbeschwindeln des Empfängers“, d.h. Störung des Systems durch einen militärischen Gegner soll verhindert werden, indem der P-Code verschlüsselt und damit zum geheimen Y-Code wird.

### ***Track-Bedingungen***

- mindestens 4 Satelliten sichtbar (sonst Einschränkungen, z.B. 2D mit festgelegter Höhe)
- Satelliten  $> 5^\circ$  über dem Horizont (Einfluß der Troposphäre + Sichtbarkeitskriterium)

***Fehler des GPS***

Quelle	Beschreibung	P-Code	C/A-Code
		$\sigma$ [m]	$\sigma$ [m]
Space	Uhr + Navigationssystem	1,0	1,0
	Vorhersage von Satellitenstörungen (Sonnenwind u.ä.)	1,0	1,0
	andere	0,5	0,5
Kontrollstationen	Modell der Orbitvorhersage	4,2	4,2
	andere	0,5	0,5
User	Ionosphäre (L <sub>1</sub> , L <sub>2</sub> )	2,3	5,0 - 10,0
	Troposphäre	2,0	2,0
	Empfängerstörung + Genauigkeit	1,5	7,5
	Multipath	1,2	1,2
	andere	0,5	0,5

*Tabelle Anhang A -2: Quantitative Fehler des GPS (worst case)****Fehlerquellen für den Nutzer***

- Multipath - Effekte
- Sichtbarkeitsprobleme, Abschattungen (->INS)
- (Empfängerrauschen)

## Anhang B Modellbildung des GPS

Folgende Gleichung zeigt die allgemeinen Fehlerquellen des NAVSTAR-GPS. Diese werden durch den Empfänger bearbeitet und entsprechend seiner Spezifikation und Güte korrigiert.

$$p_i = \sqrt{(x_p - x_i)^2 + (y_p - y_i)^2 + (z_p - z_i)^2} + \Delta_{Bahn} + c(\Delta t + \Delta T) + \Delta_{Iono} + \Delta_{Tropo} + \varepsilon$$

*(Anhang B .1)*

mit:

$\Delta_{Bahn}$	=	Bahnfehler der Satelliten
$c(\Delta t + \Delta T)$	=	Uhrenfehler
$\Delta_{Iono} + \Delta_{Tropo}$	=	atmosphärische Störeinflüsse
$\varepsilon$	=	sonstige Fehler (Mehrwegeempfang, Empfängerrauschen etc.)

Im Nachfolgenden soll auf diese und weitere Einflüsse etwas näher eingegangen werden.

### *Einfluß der Ionosphäre und Troposphäre*

Die Satellitensignale durchlaufen zum Empfänger die Ionosphäre und die Troposphäre. Die Troposphäre ist ein neutrales, sehr schwach ionisiertes Gas und mit einem Brechungsindex, welcher nur sehr wenig von 1 abweicht. Die Ionosphäre dagegen ist ein sehr stark ionisiertes Plasma geringen Druckes, in welchem Brechungsindexwerte von 0 bis 1 auftreten. Dadurch treten gekrümmte Signalwege auf und damit unterschiedliche Laufzeiten der Signale. Dabei werden Signale unterschiedlicher Frequenz unterschiedlich beeinflußt. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit hängt vom Grad der Ionisation der Ionosphäre längs des Ausbreitungsweges ab. Weiterhin ist eine starke Abhängigkeit von der Tages- und Jahreszeit zu beobachten. So kann eine Beobachtung in Richtung zum Zenit am Tage eine mittlere Verzögerung von 10 ns und in der Nacht von 50 ns aufweisen. Bei kleineren Höhenwinkeln können diese Werte um den Faktor 3 größer werden.

Wegen der sehr komplexen Zusammenhänge lassen sich mit der Aufstellung von zeitabhängigen Korrekturmodellen (Refraktionsmodell) nur begrenzte Laufzeitverbesserungen erreichen. Wesentlich genauere Werte erhält man durch die Verwendung von zwei Signalen (z.B.  $L_1$  und  $L_2$ ) unterschiedlicher Frequenz bei der Messung. Zunächst ermittelt man die Differenz der Laufzeitverzögerung beider Signale

und kann daraus dann die Laufzeitverzögerung  $\tau_{L_1}$  (oder  $\tau_{L_2}$ ) des  $L_1$  - oder  $L_2$  - Signals berechnen.

Für das Signal  $L_1$  gilt:

$$\tau_{L_1} = \Delta\tau \cdot k \quad (\text{Anhang B.2})$$

mit:

$$k = 1 : \left[ \left( \frac{f_{L_1}}{f_{L_2}} \right)^2 - 1 \right]$$

$$f_{L_1} = \text{Trägerfrequenz des Signals } L_1$$

$$f_{L_2} = \text{Trägerfrequenz des Signals } L_2$$

$$\Delta\tau = \tau_{L_1} - \tau_{L_2}$$

Gegenwärtig kombiniert man in der Regel die Signale  $L_1$  und  $L_2$  linear so miteinander, daß eine Beobachtungsgleichung entsteht, welche eine Auswertung ermöglicht, die weitgehend frei von Einflüssen der Ionosphäre ist.

Der Einfluß der Troposphäre auf die Laufzeit der Signale wird durch das Brechungsindexprofil als Funktion der Höhe beeinflußt. Unterschiedliche Frequenzen wirken sich praktisch nicht aus. Für eine Entfernungskorrektur wird das Profil des Brechungsindex in Abhängigkeit von der NN-Höhe des Empfängers und dem Höhenwinkel (Elevation), unter welchem der Satellite sichtbar ist, benötigt.

### ***Fehler der Satellitenuhr und der Empfängeruhr***

Eine hochgenaue Zeitsynchronisation und die anschließende Zeitmessung sind die Grundvoraussetzungen für NAVSTAR-GPS. Obwohl es sich bei den Atomnormalen (Cs) in den Satelliten um hochwertige Zeitnormale (Genauigkeitsklasse  $10^{-12}$  ...  $10^{-13}$ ) handelt, driften diese geringfügig. Deshalb kann die Satellitenuhr von der GPS-Systemzeit abweichen.

Die Zeit einer Satellitenuhr für hohe Genauigkeitsansprüche läßt sich durch ein Polynom 2. oder höherer Ordnung erfassen. Die sich linear mit der Zeit ändernde GPS-Systemzeit

gewinnen die Kontrollstationen durch Mittelwertbildung der Zeiten, die an einer Gruppe von Atomuhren abgelesen werden

Eine Lösung der Mehrdeutigkeit der Pseudoentfernungen läßt sich nur durch die Kenntnis der vollständigen Signallaufzeit erreichen. Diese wiederum werden in einem iterativen Prozeß bei der Berechnung der Satellitenkoordinaten berechnet.

### ***Mehrwegausbreitung und Antenneneinflüsse***

Neben den Signalen, die auf direktem Weg zu der Empfangsantenne gelangen, können bei ungünstigen Bedingungen auch am Boden oder an anderen Flächen reflektierte Signale empfangen werden. Die Signale überlagern sich dann an der Antenne. Es entstehen zusätzliche Laufzeiten bzw. Phasenfehler und damit Entfernungsfehler.

Durch die digitale Codierung sind die Signale jedoch schon relativ gut gegenüber Mehrwegempfang geschützt. Lediglich wenn der Fehler innerhalb der Länge des Meßreferenzsignals (z.B. Chiplänge des C/A-Code) liegt, wird das Ergebnis negativ beeinflusst.

Weiterhin kann man durch spezielle Abschirmanordnungen unterhalb der Empfangsantenne den Einfluß des Mehrwegeempfangs vermindern.

### ***Relativistische Effekte***

Geringe Frequenzabweichungen treten nur noch durch zwei relativistische Effekte auf. Der erste Effekt entsteht durch die unterschiedlichen Schwerebeschleunigungen im Bereich des Satelliten und des Nutzers.

Der zweite Effekt entsteht durch die unterschiedlichen Geschwindigkeiten der Nutzer in Bezug auf das Satelliten - Referenzsystem.

Bei der Zeitmessung können deshalb die relativistischen Effekte nicht mehr vernachlässigbar werden, d.h. die Uhren (Atomnormal) gehen um ca.  $38 \mu\text{s} / \text{Tag}$  vor. Deshalb wird eine Korrektur derselben vorgenommen:

Grundfrequenz:  $f_0 = 10,23 \text{ MHz}$

korrigierte Grundfrequenz:  $f_0 = 10,22999999545 \text{ MHz}$

Beide Effekte sind vom Standort des Nutzers abhängig.

### ***Bahnfehler***

Bahnfehler werden im wesentlichen durch unkorrekt modulierte Oberflächenkräfte am Satelliten hervorgerufen. Dies sind: atmosphärischer Reibung und Strahlungsdruck der Sonne. Die Einflüsse sind zeitabhängig und schwer vorhersagbar. weiterhin überlagern sich Unsicherheiten des verwendeten Schweremodells und der Koordinaten der "Bahnvorhersagestationen". Die Auswirkungen der Bahnfehler auf Basismessungen lassen sich durch eine Faustformel schätzen. Bahnfehler wirken sich im Verhältnis der Basislänge zur Satellitenhöhe auf die Basis aus.

Beispiel:

Bahnfehler von 20 m übertragen sich bei einer 20 km Basis und einer Satellitenhöhe von 20.000 km im Verhältnis 1 : 1000, d.h. sie erzeugen einen Fehler von  $\pm 2 \text{ cm}$ .

### ***Konfiguration (GDOP)***

Die Genauigkeit der Positionsbestimmung hängt ebenfalls von der geometrischen Anordnung der Satelliten ab. Bei der Beobachtung von vier Satelliten ist z.B. eine optimale Konfiguration gegeben, wenn ein Satellit im Zenit steht, die übrigen drei um  $120^\circ$  auseinander liegen und dabei möglichst niedrig am Horizont stehen (Elevation  $> 5^\circ$ ).

Die Güte der jeweiligen Konstellation wird dabei durch sogenannte DOP-Faktoren (DOP = Dilution of Precision) beschrieben, die sich aus den Almanachdaten bzw. der Geometrie der sichtbaren Satellitenkonstellation berechnen lassen. Diese Faktoren ermöglichen eine Bewertung der ermittelten Positionsergebnisse.

Multipliziert man die Standardabweichung der Pseudostreckenmessung mit den DOP-Faktoren, so erhält man die Standardabweichung der Lösungen der Navigationsaufgabe. Folgende DOP-Faktoren kann man für vier sichtbare Satelliten berechnen:

GDOP	Geometrical	Dilution of Precision
PDOP	Position	Dilution of Precision
HDOP	Horizontal	Dilution of Precision
VDOP	Vertical	Dilution of Precision
TDOP	Time	Dilution of Precision

Ist  $\sigma_{PR}$  die Standardabweichung einer Pseudostreckenmessung, so gilt:

GDOP · $\sigma_{PR}$	Standardabweichung der Gesamtlösung einschließlich Zeit
PDOP · $\sigma_{PR}$	Standardabweichung der 3D-Position
HDOP · $\sigma_{PR}$	Standardabweichung der 2D-Position
VDOP · $\sigma_{PR}$	Standardabweichung der Höhenbestimmung
TDOP · $\sigma_{PR}$	Standardabweichung der Zeitbestimmung

Die GDOP Faktoren sind folgendermaßen definiert:

Horizontal Dilution of Precision:

$$HDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2} \quad (\text{Anhang B .3})$$

Vertical Dilution of Precision:

$$VDOP = \sigma_{zz} \quad (\text{Anhang B .4})$$

Position Dilution of Precision:

$$PDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2} \quad (\text{Anhang B .5})$$

Time Dilution of Precision:

$$TDOP = \sigma_{tt} \quad (\text{Anhang B .6})$$

Geometric Dilution of Precision:

$$GDOP = \sqrt{\sigma_{xx}^2 + \sigma_{yy}^2 + \sigma_{zz}^2 + \sigma_{tt}^2} \quad (\text{Anhang B .7})$$

Das Produkt aus den GDOP Faktoren und die Schätzung der Fehler aus der Entfernungsmessung ergeben eine Schätzung der zusammenhängenden Fehler bei der Nutzer-Position bzw. Nutzer-Zeit.

Der GDOP ist dabei immer  $> 1$ , sollte aber so klein wie möglich durch eine, wenn möglich, optimale Satellitenauswahl gehalten werden!

### ***Signalfilterung***

Die GPS-Empfänger erhält all seine Daten in digital codierter Form. Die Dekodierung der Signale und die Lösung der Navigationsgleichungen benötigen einen nicht unerheblichen Rechenaufwand. Da dies einige Zeit in Anspruch nimmt, liegen die Ergebnisse der Berechnungen anschließend für einzelne Meßpunkte bzw. diskrete Meßpunktfolgen vor.

Die Lösung des Gleichungssystem geschieht iterativ. Weiterhin müssen noch die Fehler der einzelnen Systemkomponenten sowie die Störungen auf dem Ausbreitungsweg berücksichtigt werden. D.h., jedem berechneten Punkt hängt ein gewisser charakteristischer Fehler an.

Diese ganzen Verfahren und Algorithmen werden mit Hilfe eines KALMAN-Filter umgesetzt.

## Anhang C Positions- und Geschwindigkeitsbestimmung bei GPS

### *Dopplercount*

Beim Dopplercount wird sich der 1892 von Ch. Doppler entdeckte und nach ihm benannter Dopplereffekt zunutze gemacht, bei dem eine Frequenz, die auf ein nicht beschleunigtes relativ zum Sender bewegtes Objekt trifft mit einer Frequenzverschiebung  $\Delta f$  empfangen bzw. wie beim Verkehrsradar reflektiert wird.

$$\Delta f = v \cdot \frac{f}{c} = \frac{v}{\lambda} \quad (\text{Anhang C .8})$$

mit:  $\Delta f$  = Dopplerfrequenz  
 $v$  = Objektgeschwindigkeit  
 $c$  = Lichtgeschwindigkeit  
 $f$  = Frequenz der elektromagnetischen Strahlung (z.B. Trägerfrequenz  $L_1$ )  
 $\lambda$  = Wellenlänge der elektromagnetischen Strahlung  
 $v \ll c$

Diese Gleichung ist eine gute Näherung, da sich die Empfänger mit einer Geschwindigkeit bewegen, welche wesentlich kleiner als die Lichtgeschwindigkeit ist.

Die Verfahren unter Verwendung der Dopplerverschiebung haben Bedeutung bei der Geschwindigkeits- und auch Positionsbestimmung, so unter anderem auch bei NAVSTAR-GPS.

Die Dopplerverschiebung kann aus den Almanachdaten geschätzt bzw. im Empfänger gemessen werden.

Da die Satelliten sich relativ zu einem Empfänger auf der Erde bewegen, werden die Signale aufgrund des Dopplereffekts dort frequenzverschoben empfangen. Der Empfänger bestimmt jedoch nicht die Frequenzverschiebung selbst, sondern das Integral über die Frequenzverschiebung für ein bestimmtes Zeitintervall, den sogenannten „Dopplercount“  $N$ .

Dabei wird für den Zeitraum  $T_1$  bis  $T_2$  die Anzahl der empfangenen Wellenzyklen  $n$  durch Integration bestimmt:

$$n = \int_{T_1}^{T_2} f_E dt \quad (\text{Anhang C.9})$$

Anschließend wird die Empfangsfrequenz  $f_E$  mit der konstanten Referenzfrequenz  $f_R$  gemischt. Aus der dabei entstehende niederfrequente Schwebungsfrequenz  $f_S$  ergibt sich der Dopplercount  $N$  :

$$N = \int_{T_1}^{T_2} f_S dt = \int_{T_1}^{T_2} (f_E - f_R) dt \quad (\text{Anhang C.10})$$

Der Dopplercount ist ein Maß für die Entfernungsdifferenz der Empfängerposition zwischen zwei Satellitenpositionen zu zwei unterschiedlichen Zeitpunkten.

### ***Geschwindigkeitsmessung***

Die Genauigkeit, die bei Geschwindigkeitsmessungen mittels GPS erreicht wird, hängt maßgebend von der Empfängergüte und dem Grad der Ungleichförmigkeit der Bewegung, d.h. der Beschleunigung ab. Der systembedingte Fehler des GPS ist im Vergleich dazu vernachlässigbar.

Da für den PPS - Modus (precise positioning service) eine Positionsgenauigkeit von 30m vorgegeben ist, d.h. zwei Messungen am gleichen Ort dürfen eine Differenz von 30m aufweisen, würde bei Verwendung dieses Wertes für die Geschwindigkeitsmessung ein max. Wert von 108 km/h für einen ruhenden (!) Empfänger angezeigt werden. Dieses Zahlenbeispiel soll verdeutlichen, wie aus einer tolerierbaren Positionsabweichung durch den Zeitbezug eine vollkommen unbrauchbare Geschwindigkeitsmessung werden kann.

Neben einer Erhöhung der Komplexität der verwendeten Korrekturmodelle, welche jedoch immer noch nicht die Anfangs beschriebene Genauigkeit von 0,2m/s erreichen, bieten sich zwei andere Meßverfahren an:

- relative Entfernungsdifferenz - bzw. Codephasenmessung

- Trägerphasenauswertung (sukzessive)

Die Geschwindigkeit des Empfängers wird aus der Dopplerverschiebung der ankommenden Signale berechnet. Dabei ist zu beachten, daß der Empfänger durch die Erdrotation schon einer permanenten gleichförmigen Bewegung unterliegt, welche abhängig von der geographischen Breite unterschiedliche Geschwindigkeiten hat. Die entstehende Dopplerverschiebung ist dabei nicht konstant, da sich die Schrägentfernung des Satelliten zum Empfänger im Zeitverlauf verändert. Beide Bewegungen verursachen Dopplerverschiebung, welche getrennt berechnet werden müssen. Die Differenz zur gesamten Dopplerverschiebung, welche im Empfänger gemessen wird, ist letztendlich ein Maß für die Geschwindigkeit des Empfängers.

### ***Verwendung der Trägerphase für höhere Genauigkeiten***

Wird eine Entfernung zwischen Sender und Empfänger in Wellenlängen ausgedrückt, so kann man die Laufzeitmessung durch eine Phasen- bzw. Phasendifferenzmessung der Signale ersetzen.

Zusammenhang zwischen Phasenwinkel und Wellenlänge:

$$\frac{\varphi}{2\pi} = \frac{r}{\lambda} \quad (\text{Anhang C.11})$$

D.h. die Messung der Phasenwinkeldifferenz der von mehreren Satelliten empfangenen Trägerschwingungen kann zu einer Entfernungsmessung hoher Präzision verwendet werden, wenn sich der GPS-Empfänger an einem festen Ort befindet. Die Entfernungsauflösung dieses Verfahrens liegt bei einer Wellenlänge  $\lambda = 19,029$  cm bei  $1/20 \dots 1/100$  von  $\lambda$ . Allerdings ist die Mehrdeutigkeit sehr groß, da sich die Phasenwinkel im Abstand der Wellenlänge  $\lambda$  wiederholen. Deshalb ist eine vorausgehend normale Positionsbestimmung geringerer Genauigkeit mit eindeutigem Ergebnis vorzunehmen. Eindeutige Ergebnisse und hohe Genauigkeiten werden erzielt, indem zuerst mit einer größeren Wellenlänge (z.B. C/A-Code) gemessen wird (Grobmessung) und dann die "Feinmessung" mit einer kürzeren Wellenlänge (z.B. P-Code) durchgeführt wird.

Allgemein wird angenommen, daß bei einer Phasenvergleichsmessung eine Wellenlänge im Verhältnis 1:100 aufgelöst werden kann. Phasenmesser haben allerdings eine begrenzte Genauigkeit. Sie beträgt  $\lambda/4000$  bis  $\lambda/8000$ . Arbeitet ein Gerät z.B. mit einer Wellenlänge von 293 m und hat der Phasenmesser eine Genauigkeit von  $\lambda/4000$ , so beträgt die theoretisch erreichbare Auflösung  $\approx 73\text{mm}$ .

Die vom Satelliten gesendeten PRN-Codes weisen aufgrund ihrer Laufzeit, die sie zum Empfänger, z.B. auf der Erde, benötigen, eine entsprechende Zeit- bzw. Phasenverschiebung ( $t$  bzw.  $\varphi$ ) auf, wie in Abbildung 3 gezeigt wird.

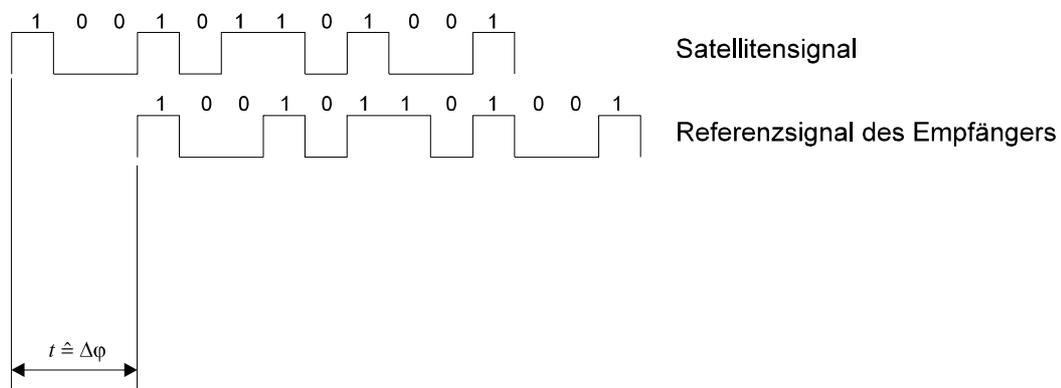


Abbildung 3: Code- bzw. Chipverschiebung zur Laufzeitbestimmung

Zusammenhang zwischen Frequenz und Wellenlänge:

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (\text{Anhang C.12})$$

Distanzmessungen können so mit Codes identischer Muster (C/A- bzw. P-Code) ausgeführt werden. Dazu wird der empfangene Satellitencode mit dem im Empfänger erzeugten Code in der Phase bzw. Zeit gegeneinander verschoben, bis beide zur Deckung kommen. Die Verschiebung (z.B. Anzahl der Chips) ist dann das Maß für die Phasendifferenz  $\varphi$  und damit auch der Laufzeit  $t$ .

$$\varphi = 2\pi \cdot f_S \cdot t = c \cdot t \frac{2\pi}{\lambda_S} = p_i^j \frac{2\pi}{\lambda_S} \quad (\text{Anhang C.13})$$

$$t = \frac{\varphi}{2\pi \cdot f_s} \quad (\text{Anhang C .14})$$

Danach ergibt sich aus (Anhang C .13):

$$p_i^j = c \cdot t = \frac{\varphi \cdot \lambda_s}{2\pi} \quad (\text{Anhang C .15})$$

- mit:
- $p_i^j$  Pseudoentfernung vom Satelliten  $j$  und der Empfangsstation  $i$
  - $\lambda_s$  Wellenlänge des Senders
  - $f_s$  Frequenz des Senders (Satelliten)
  - $\varphi$  Phasendifferenz
  - $t$  Zeitdifferenz
  - $c$  Lichtgeschwindigkeit

Statt der Codemessung (Chipverschiebung) kann auch unmittelbar eine Phasenvergleichsmessung mit dem Trägersignal durchgeführt werden. Da die Trägerfrequenz um ein Vielfaches größer als die des PRN-Codes, und damit die Wellenlänge wesentlich kleiner ist, erzielt man eine mehr als hundertfach vergrößerte Auflösung der Entfernungsmessung. Mit einer geeigneten PLL kann zwar nicht eine der Pseudoentfernung entsprechende Phasendifferenz  $\varphi$  gemessen werden, sondern nur eine „Restphase“  $\Delta\varphi$ .

Der Phasenmesser zählt ab Beginn der Phasenvergleichsmessung die zusätzlich auftretenden ganzzahligen Vielfachen  $a$  der vollen Wellenlänge mit, die aufgrund der Relativbewegung zwischen Satelliten und Empfänger auftreten (siehe Dopplercount  $N$ ).

Allgemein gilt also:

$$\varphi = a \cdot 2\pi + \Delta\varphi \quad (\text{Anhang C .16})$$

Für die Restphase gilt:

$$\Delta\varphi = a_i \cdot 2\pi + \Delta\varphi' - a_0 \cdot 2\pi \quad (\text{Anhang C .17})$$

bzw.:

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} = \left( a_i \cdot \lambda + \Delta\varphi' \frac{\lambda}{2\pi} \right) = \frac{2\pi}{\lambda} \left( \varphi \frac{\lambda}{2\pi} - a_0 \cdot \lambda \right) \quad (\text{Anhang C.18})$$

Die verbleibende Anzahl  $a_0$  voller Wellenlängen bleibt dabei unbekannt und wird gewöhnlich mit "Ambiguity" bezeichnet. Dessen Bestimmung verlangt spezielle statistische Auswertverfahren.

Mit zwei Trägern lassen sich die Ausbreitungseigenschaften in der Atmosphäre genauer modellieren. Die verwendete Art des Phasenvergleichsverfahrens entscheidet dabei über die Genauigkeit der Entfernungs- bzw. Positionsbestimmung.

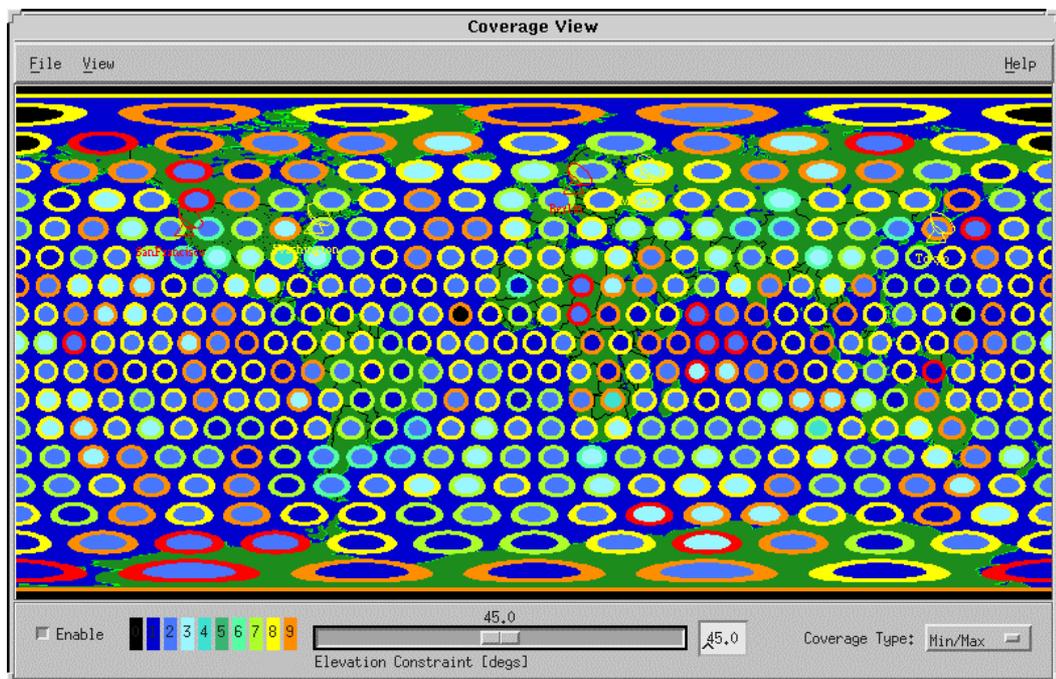
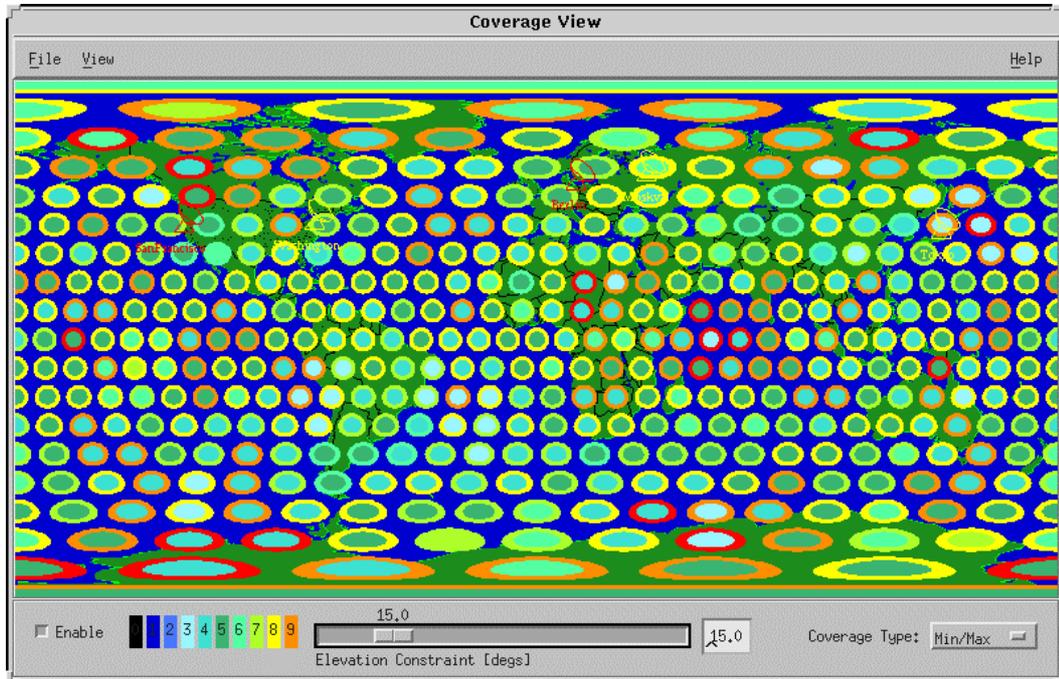
Aus den  $L_1$  und  $L_2$  Trägern können die Empfänger folgende Meßgrößen ableiten:

$L_1$  Träger:

- Phase des C/A-Code codierten Trägers
- Phase des C/A-Code
- Phase des P-Code codierten Trägers
- Phase des P-Code

$L_2$  Träger:

- Phase des P-Code codierten Trägers
- Phase des P-Code

**Anhang D Satellitensichtbarkeit (Elevation)**Anzahl der sichtbaren Satelliten als Funktion von der Elevation ( $15^\circ$  und  $45^\circ$ )(erstellt mit BONEs<sup>®</sup> SatLab<sup>™</sup>)

## Anhang E Julianisches Datum

### Berechnung des Julianischen Datums für ein aktuelles Datum (MATLAB™)

```
function [JD] = jd(dd,mm,yy,h,min,sec);
% Berechnung:
%
% des aktuellen Julian Day (JD) bezogen
% auf das ECI 2000 KOOS (01.01.2000 12.00Uhr)
%
% function [JD] = jd(dd,mm,yy,h,min,sec);
JD=1720996.5           % Referenzdatum 0.0.0000
    +fix(365.25*yy)    % abgelaufene julianische Tage der Jahre
    +fix(yy/400) - fix(yy/100) % gregorianische Differenz 3 Tage pro 400 Jahr
    +fix(30.6001*(mm+1)) % abgelaufene julianische Tage im Jahre
    +dd               % Tage im Monat
    +(h/24)           % Zeit am Tag
    +(min/1440)
    +(sec/86400);
end;
```

Beispiel: Julianisches Datum für den 18. Januar 1996 12.00 Uhr

Julianisches Datum (Tage) = 2450100

## Anhang F CDMA - Spread Spectrum

Ein Beispiel für die Anwendung orthogonaler Quellencodes ist das satellitengestützte Navigationssystem (NAVSTAR-GPS). Zur Identifikation der Satelliten wird das Verfahren des codeabhängigen Zugriff (CDMA) genutzt. Die verwendeten Quellencodes sind orthogonal. Es werden dafür vorwiegend diskrete Signale benutzt, da deren technische Realisierung mit einem vertretbaren Aufwand möglich ist.

Die Folgen, welche die Bedingungen der Orthogonalität untereinander erfüllen, werden in Familien zusammengefaßt. Diese Codes werden als CDMA-fähige Folgen bezeichnet. In der Abbildung 4 sind zwei zueinander orthogonale Sequenzen und die zugehörigen Korrelationsfunktionen dargestellt.

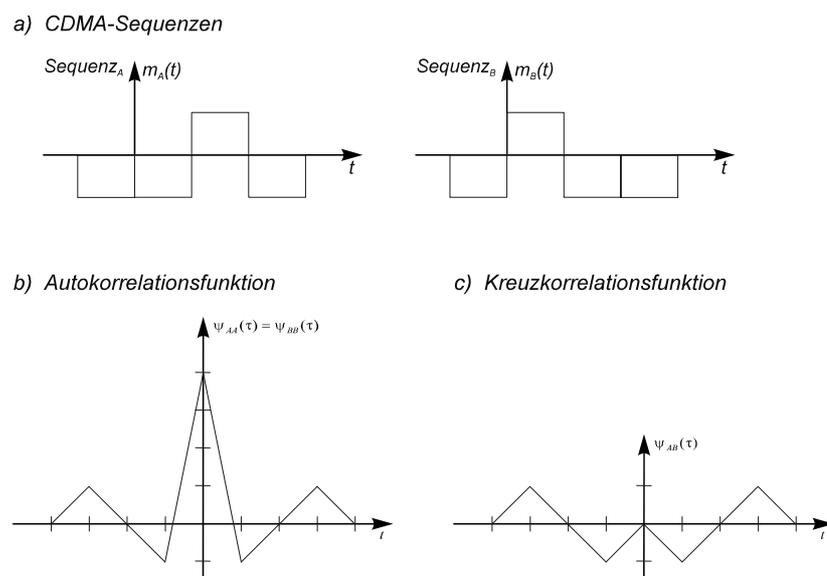


Abbildung 4: CDMA-fähige Codes und deren Korrelation

Wie der Begriff „Spread Spectrum“ schon nahelegt, handelt es sich hierbei um eine Modulationstechnik, welche das Basisbandsignal in ein moduliertes Signal mit einer gleich bzw. größeren Bandbreite als der normalerweise nötigen Bandbreite zur Übertragung umwandelt.

Es kann als Multiple-Access-System verwendet werden, indem jeder Nutzer einen einzigartigen PN-Code (Sequenz) erhält. Daher resultiert auch die Bezeichnung „Code

Division Multiple Access“ - CDMA, wobei es sich dabei um den allgemeinen Fall der Modulationsverfahren TDMA und FDMA handelt.

Als PN-Codes werden Binärfolgen mit einer konstanten Chiplänge benutzt, die untereinander die Orthogonalitätsbedingung gemäß (Anhang F .19) erfüllen.

$$0 \equiv \frac{1}{T} \int_0^T u_1(t) \cdot u_2(t + \tau) dt \quad (\text{Anhang F .19})$$

Alle Nutzer tragen mit ihrem signalmoduliertem Code einen Teil zum Gesamtsignal bei (jedes Signal erstreckt sich über die gesamte Bandbreite), welches dem AWGN (additive white Gaussian noise) ähnelt. Damit man ein gewünschtes Signal aus diesem Gesamtsignal wieder zurück gewinnen kann, wird das zusammengesetzte Signal im Empfänger mit der bekannten PN-Sequenz (Code) des Nutzers kreuzkorreliert.

Dieses Übertragungsverfahren ist relativ störsicher gegen Interferenzen anderer Signale und wurde unter anderen aus diesem Grund in der Vergangenheit vornehmlich militärisch genutzt.

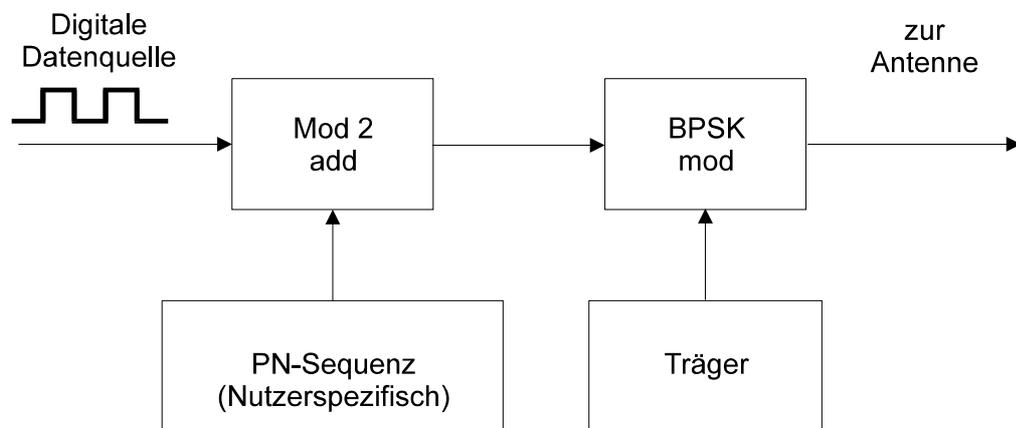


Abbildung 5: CDMA - Transmitter (Blockdiagramm)

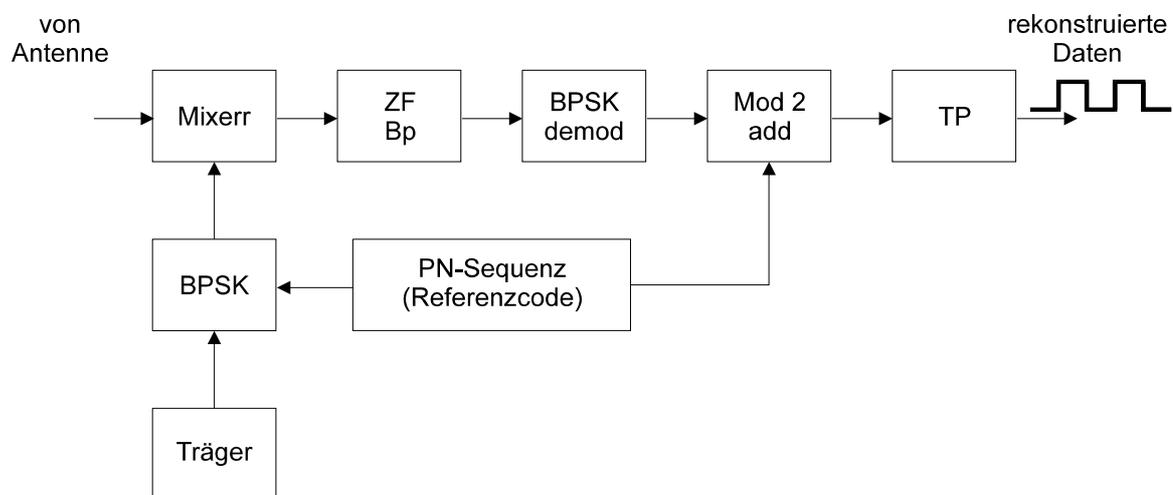


Abbildung 6: CDMA - Receiver (Blockdiagramm)

## Anhang G Umrechnungshilfen - Längen- und Breitengrad

Zur Einschätzung von Abweichungen bei verschiedenen Einheiten der KOOS bzw. der Bewertung von GPS / DGPS - Receiveranzeigen dienen folgende Umrechnungen:

Breitengrade (*latitude*)

$$1^\circ = \frac{40075,03554 \text{ km}}{360^\circ} = 111,3195 \text{ km}$$

$$1' = 1855,32 \text{ m} = 1 \text{ NM}$$

$$1'' = 30,92 \text{ m}$$

Längengrade (*longitude*)

$$1^\circ = 60 \cdot 1 \text{ NM} \cdot \cos(\text{Breitengrad})$$

$$1' = 1 \text{ NM} \cdot \cos(\text{Breitengrad})$$

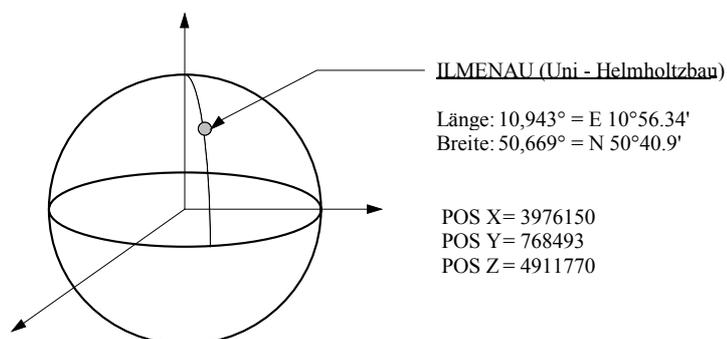
$$1'' = \frac{1 \text{ NM}}{60} \cdot \cos(\text{Breitengrad})$$

Für eine Breite von  $50^\circ 41'$  gilt:

$$1^\circ = 70,55 \text{ km}$$

$$1' = 1176 \text{ m}$$

$$1'' = 19,6 \text{ m}$$



**Anhang H DGPS - Korrekturfilter (MATLAB™ - Datei)**

```

% DGPS-Korrekturfilter (Straßenupdate - KALMAN-Filter)
%
% Toralf Schumann 1995/1996
% Diplomarbeit
% "Genauigkeitserhöhung bei der Fahrzeugnavigation
% mittels map matching und DGPS"
%
% MATLAB 4.2c
%
% VARIABLEN
% -----
% Alle Variablen XY_... sind als [x,y] Matrizen aufgebaut.
%
% XY_DGPS
% XY_NEWDGPS
% XY_STRASSE
% XY_NEWSTRASSE
%
% VBETRAG_DGPS_STRASSE
% VBETRAG_NEWDGPS_STRASSE
%
%

clear;
clf;

t=cputime;

% Laden des Datenfiles mit den DGPS-Positionswerten (ASCII)
load dgpsb_xy.txt

% DGPS-Koordinaten
x=dgpsb_xy(:,1);
y=dgpsb_xy(:,2);
XY_DGPS=[x,y];

% Anzahl der DGPS-Samples
l=length(x);

% Parameter der Strassen ("Vektorkarte")
% y=m*x+n
ma=3.350935443779;      % Anstieg a

```

```

na=138.698763703211;    % Offset
mad=180/pi*atan(ma);    % Anstieg a (deg)
mar=atan(ma);           % Anstieg a (rad)
nae=[sin(mar),-cos(mar)]; % Einheitsvektor auf Gerade_a

mb=-0.006572014553;    % Anstieg b
nb=29.125666932825;    % Offset
mbd=180/pi*atan(mb);    % Anstieg b (deg)
mbr=atan(mb);           % Anstieg b (rad)
nbe=[sin(mbr),-cos(mbr)]; % Einheitsvektor auf Gerade_b

xschnitt=-32.635250444046; % Schnittpunkt der Geraden
yschnitt=29.340146273669;

kw=-(mar-mbr);         % Verdrehung der Geraden a_b zueinander

Tab=[cos(kw) sin(kw); % Transformation von Gerade_a nach Gerade_b
     -sin(kw) cos(kw)];

knick=[1,2]*0;         % Richtungswechselmatrix

status=1;               % Status für Verdrehung

% Berechnung des Lotes (Punkt + Betrag) vom DGPS-Wert
% auf den naheliegendsten Strassenvektor

for i=1:l,
    % Lot auf Strassenvektor a
    xa(i,1) = (ma*(y(i)-na)+x(i))/(1+ma^2);
    ya(i,1) = ma*xa(i)+na;

    % Lot auf Strassenvektor b
    xb(i,1) = (mb*(y(i)-nb)+x(i))/(1+mb^2);
    yb(i,1) = mb*xb(i)+nb;

    % Vektor von Strasse -> DGPS (DGPS-Strasse a/b)
    vbetrag_a(i,1) = (x(i)-xa(i,1))*cos(pi/2-mar)+(y(i)-ya(i,1))*(-sin(pi/2-mar));
    vbetrag_b(i,1) = (x(i)-xb(i,1))*cos(pi/2-mbr)+(y(i)-yb(i,1))*(-sin(pi/2-mbr));
    %

    % nichtreale Geradenabschnitte ausschliessen
    if ya(i,1) > yschnitt
        vbetrag_a(i,1) = 1000000;

```

```
end;

if xb(i,1) < xschnitt
    vbetrag_b(i,1) = 1000000;
end;
%

% Initialisierung der Richtungsänderung
knick(i,1) = i;

% Zuordnung der ermittelten Lopunkte
if abs(vbetrag_a(i,1)) < abs(vbetrag_b(i,1))
    xx(i,1) = xa(i,1);
    yy(i,1) = ya(i,1);
    vbetrag(i,1) = vbetrag_a(i,1);
    knick(i,2) = 1;
else

    xx(i,1) = xb(i,1);
    yy(i,1) = yb(i,1);
    vbetrag(i,1) = vbetrag_b(i,1);
    knick(i,2) = 2;
end
end

% Strassenpunkte (Lot von DGPS-Werten)
% -----
XY_STRASSE(:,1) = xx;
XY_STRASSE(:,2) = yy;

clear xx yy;

% Vektor des Lotes der DGPS-Werte auf den Strassenvektor
VBETRAG_DGPS_STRASSE=vbetrag;
clear vbetrag;

% -----
% KALMAN FILTER
% -----

% Initialisierung des Filter
dt=1; % samplerate = 1Hz
```

```
% Rythmus: Auftreten von Beschleunigungen [s]
taut=10;
% Abweichungsperiode nach recht/links von der idealen Fahrlinie [s]
tauv=100;

% Kontinuierliches dynamisches Fahrzeugmodell
A=[0 0 1 0;
   0 0 0 1;
   0 0 -1/taut 0;
   0 0 0 -1/tauv];

%B=[0 0;
    % 0 0;
    % 1 0;
    % 0 1];

% fuer eine bessere Darstellung (Skalierung)
B=[0 0;
   0 0;
   1/taut 0;
   0 1/tauv];

[AA,BB]=c2d(A,B,dt); % Diskretisierung AA=exp(A*dt)

CC=[0 1 0 0;
    1 0 0 0]; % Beobachtermatrix

DD=[1 0;
    0 1]; % Wichtungsmatrix für Beobachterfehler

%Anfangsbedingungen

XY=[x(1),y(1)]'; % erster angenommener Positionsvektor (aus DGPS)

YY=[VBETRAG_DGPS_STRASSE(1); % erster Beobachtungswert
    0];

PMS=zeros(4,1); % leerer Diagonalelementenvektor der
Covarianz PM

PA=[25 0 0 0; % Anfangscovarianz
    0 25 0 0;
    0 0 1 0;
    0 0 0 1];
```

```

XS(:,1)=[5 5 0 0]';      % Startwert für das Zustandsmodell
"Abweichung"

Q=[1 0;                  % Covarianz der Störungen des Modells
  0 0.25];              % (Geschwindigkeitsänderungen -
Beschleunigungen)

R=[0.25 0;
  0   25];              % Covarianz der Messfehler (Beobachterrauschen)

P=PA;                    % erste Covarianz zur gain-Berechnung (Startwert)

KK=P*CC'*inv(CC*P*CC'+R); % erste gain-Berechnung zu t0

XS(:,1) = XS(:,1) + KK*(YY-CC*XS(:,1)); % erstes state measurement
update

PM=P-KK*CC*P;           % erste Fehlercovarianzberechnung

pmd=diag(PM);           % Diagonalelemente der ersten Fehler-
Covarianzmatrix (Varianzen)

PMS(1,1)=pmd(1,1);      % Diagonalelemente der Fehler-
Covarianzmatrix sichern
PMS(2,1)=pmd(2,1);
PMS(3,1)=pmd(3,1);
PMS(4,1)=pmd(4,1);

for i=2:l,

    % Transformation der Covarianz bei Richtungsänderung
    if knick(i,2)==2 & status==1,

        status = 2;
        temp = Tab*[PM(1,1) PM(1,2);
                    PM(2,1) PM(2,2)]*Tab';

        PM(1,1) = temp(1,1);
        PM(1,2) = temp(1,2);
        PM(2,1) = temp(2,1);
        PM(2,2) = temp(2,2);

        temp = Tab*[PM(1,3) PM(1,4);
                    PM(2,3) PM(2,4)]*Tab';

```

```

PM(1,3) = temp(1,1);
PM(1,4) = temp(1,2);
PM(2,3) = temp(2,1);
PM(2,4) = temp(2,2);

temp = Tab*[PM(3,1) PM(3,2);
            PM(4,1) PM(4,2)]*Tab';

PM(3,1) = temp(1,1);
PM(3,2) = temp(1,2);
PM(4,1) = temp(2,1);
PM(4,2) = temp(2,2);

temp = Tab*[PM(3,3) PM(3,4);
            PM(4,3) PM(4,4)]*Tab';

PM(3,3) = temp(1,1);
PM(3,4) = temp(1,2);
PM(4,3) = temp(2,1);
PM(4,4) = temp(2,2);

end

% time update
XS(:,i) = AA*XS(:,i-1);           % Vorhersage
P       = AA*PM*AA' + B*Q*B';     % Kovarianzupdate

% measurement update
% berechne filter gain
KK = P*CC'*inv(CC*P*CC'+R);      % gain-Berechnung

% state measurement update
YY = [VBETRAG_DGPS_STRASSE(i,1); 0];
XS(:,i) = XS(:,i) + KK*(YY - CC*XS(:,i));

% error covariance measurement update
sig2xtxv(i) = PM(1,2);
PM = P-KK*CC*P;                 % Fehlercovarianz berechnen

% Begrenzung der Covarianz auf DGPS-Covarianz
pmd = diag(PM);                 % Diagonalenvektor [4x1]

if pmd(1,1) > 25                 % Begrenzung auf

```

```

        pmd(1,1)=25;          % sigma (5m) des DGPS
    end

    % Transformationswinkel für Projektion in xy-KOOS
    if knick(i,2) == 1,
        alpha = mar;
    else
        alpha = mbr;
    end

    % Statusflag für Richtungsänderung ungueltig erklären
    if knick(i,2) == 2 & status == 2,
        status = 3;
    end

    % Korrektur der Position
    XY(:,i) = [x(i),y(i)]'+[sin(alpha),cos(alpha)]'.*XS(2,i);

    % Plot-Aufzeichnungen
        % vBetragsaufzeichnung (DGPS-Strasse)
        vbetragDGPS(i) = YY(1,1);
        k(i) = KK(2,1);          % gain_xv-Aufzeichnung

        PMS(1,i) = pmd(1,1);
        sig2xt(i) = PMS(1,i);    % Kovarianzvektor sig2xt
        sigxt(i) = sqrt(PMS(1,i));

        PMS(2,i) = pmd(2,1);
        sig2xv(i) = PMS(2,i);    % Kovarianzvektor sig2xv
        sigxv(i) = sqrt(PMS(2,i));

        PMS(3,i) = pmd(3,1);
        sig2xtp(i)= PMS(3,i);    % Kovarianzvektor sig2xt'
        sigxtp(i) = sqrt(PMS(3,i));

        PMS(4,i) = pmd(4,1);
        sig2xvp(i)= PMS(4,i);    % Kovarianzvektor sig2xv'
        sigxvp(i) = sqrt(PMS(4,i));

        sigxtxv(i) = PM(1,2);

end;

% -----

```

```

% ENDE KALMAN FILTER
% -----

% DGPS_Werte
% -----
XY_DGPS(:,1) = x;
XY_DGPS(:,2) = y;

% Optimierte DGPS-Werte
% -----
XY=XY';
XY_NEW(:,1)=XY(:,1);
XY_NEW(:,2)=XY(:,2);

% -----
% Berechnung des Lotes (Punkt + Betrag) vom XY_NEW auf den
naheliegendsten Strassenvektor
% -----
for i = 1:l,

    xa(i,1) = (ma*(XY_NEW(i,2)-na)+XY_NEW(i,1))/(1+ma^2);
    ya(i,1) = ma*xa(i)+na;

    xb(i,1) = (mb*(XY_NEW(i,2)-nb)+XY_NEW(i,1))/(1+mb^2);
    yb(i,1) = mb*xb(i)+nb;

    % d*n (Einheitsvektor)
    vbetrag_a(i,1) = (XY_NEW(i,1)-xa(i,1))*cos(pi/2-
mar)+(XY_NEW(i,2)-ya(i,1))*(-sin(pi/2-mar));
    vbetrag_b(i,1) = (XY_NEW(i,1)-xb(i,1))*cos(pi/2-
mbr)+(XY_NEW(i,2)-yb(i,1))*(-sin(pi/2-mbr));

    % nichtreale Geradenabschnitte ausschliessen
    if ya(i,1) > yschnitt
        vbetrag_a(i,1) = 1000000;
    end;

    if xb(i,1) < xschnitt
        vbetrag_b(i,1) = 1000000;
    end;

    knick(i,1) = i;

    if abs(vbetrag_a(i,1)) < abs(vbetrag_b(i,1))

```

```

        xx(i,1) = xa(i,1);
        yy(i,1) = ya(i,1);
        vbetrag(i,1) = vbetrag_a(i,1);
        knick(i,2) = 1;
    else
        xx(i,1) = xb(i,1);
        yy(i,1) = yb(i,1);
        vbetrag(i,1) = vbetrag_b(i,1);
        knick(i,2) = 2;
    end
end
end

VBETRAG_NEWDGPS_STRASSE=vbetrag;

% Neue Strassenpunkte (Lot) von optimierten DGPS-Werten
% -----
XY_NEWSTRASSE(:,1)=xx;
XY_NEWSTRASSE(:,2)=yy;

% -----
% Beispiele für grafische Ausgabe und Auswertung
% -----

%figure(1); % Vektoren (XY_...)
%clf;
%hold on;
%plot(XY_DGPS(:,1),XY_DGPS(:,2),'r');
%plot(XY_NEW(:,1),XY_NEW(:,2),'g');
%plot(XY_STRASSE(:,1),XY_STRASSE(:,2),'y');
%text(-50,40,'r_DGPS/g_NEW/y_STR');
%hold off;

figure(2); % Abweichungen (VBETRAG_...)
clf;
hold on;
plot(VBETRAG_DGPS_STRASSE,'r');
text(40,2,'r_DGPS-Betrag');
plot(VBETRAG_NEWDGPS_STRASSE,'g');
text(40,1,'g_NEW_DGPS-Betrag');
hold off;

figure(3); % PMS (Kovarianzen)
clf;
subplot(2,2,1);

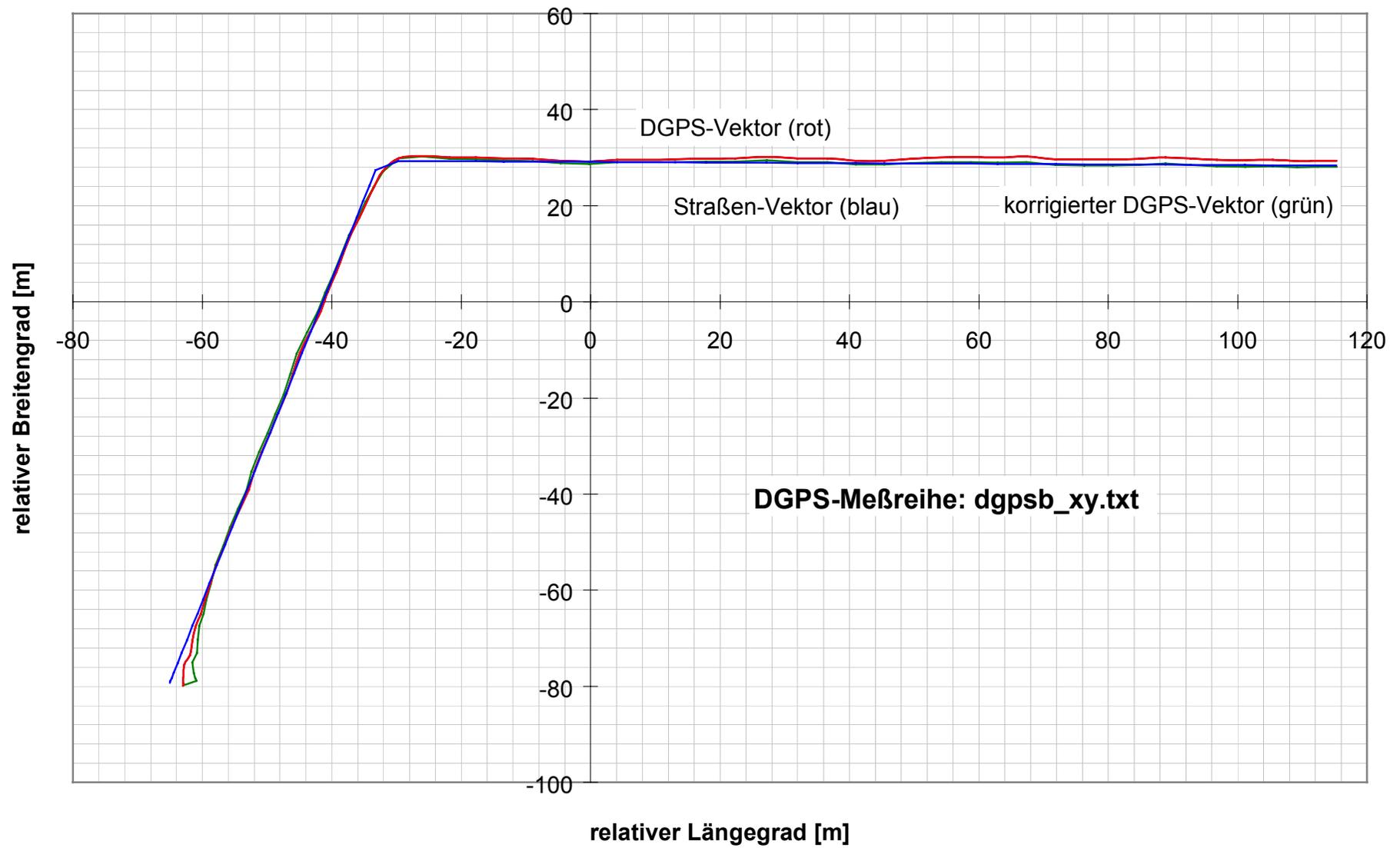
```

```
plot(PMS(1,:), 'r');      % von xt
subplot(2,2,2);
plot(PMS(2,:), 'g');      % von xv
subplot(2,2,3);
plot(PMS(3,:), 'y');      % von xtp
subplot(2,2,4);
plot(PMS(4,:), 'c');      % von xvp

%figure(4); % gain-Komponente xv
%clf;
%plot(k, 'y');
%text(50,0.6, 'gain_xv');

figure(5) % ABS Abweichungen von der "Vektorkarte"
clf;
hold on;
plot(abs(VBETRAG_NEWDGPS_STRASSE), 'g');
plot(abs(VBETRAG_DGPS_STRASSE), 'r');
hold off;

cputime-t
```



## **Eidesstattliche Erklärung**

Hiermit erkläre ich, daß ich die vorliegende Arbeit selbständig durchgeführt und abgefaßt habe.

Quellen, Literatur und Hilfsmittel sind als solche gekennzeichnet.

Ilmenau, den 24. Januar 1996

Toralf Schumann

## Thesen

- ◆ Die Fahrzeugnavigation und -führung wird eine bedeutende Rolle in den kommenden Jahren einnehmen.
- ◆ GPS und DGPS stellt für die zivile Fahrzeugnavigation ein außerordentlich leistungsfähiges Navigationssystem zur Verfügung.
- ◆ Für die praktische Anwendung bei der Fahrzeugnavigation reicht die Genauigkeit von GPS sowie auch DGPS nicht aus. Besonders bei Störungen, wie multipath (Mehrwegausbreitung), müssen beide Verfahren durch ein INS und weitere Sensoren ergänzt werden, was aber den Gesamtpreis solcher Systeme deutlich erhöht.
- ◆ Durch Einbindung und Auswertung zusätzlicher Algorithmen und Informationen kann ebenfalls eine Navigationsverbesserung erreicht werden.
- ◆ Das in dieser Arbeit neu entwickelte DGPS-Korrekturfilter ermöglicht eine Verbesserung der Positionsbestimmung unter Verwendung von DGPS, Straßenvektorkarten und der Fahrtrichtungsänderungen. Eine Simulation mit realen Daten hat dies bestätigt.
- ◆ Die Effektivität des entwickelten Filters ist durch zusätzliche Informationen und die Erhöhung seiner Komplexität weiter steigerbar.
- ◆ Die Abläufe im KALMAN-Filter sind mit dem erstellten Simulationsprogramm gut ersichtlich und kontrollierbar.
- ◆ Der vorgestellte Algorithmus ist hervorragend für die Simulation mittels realer Werte (DGPS, Vektorkarte) am Computer geeignet und zeitunkritisch.