

Anwendung satellitengestützter und inertialer Navigationsverfahren bei der Eisenbahn

eingereicht von

Thorsten Lück

Vollständiger Abdruck der an der Fakultät für Bauingenieur- und Vermessungswesen der Universität der Bundeswehr München zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktors der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.) eingereichten Dissertation.

- Vorsitzender: Univ.-Prof. Dr.-Ing. K.-H. Thiemann
1. Berichterstatter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. B. Eissfeller
2. Berichterstatter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. G. W. Hein
3. Berichterstatter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. habil. P. Meinke

Die Dissertation wurde am 19.01.2007 bei der Universität der Bundeswehr München, Werner-Heisenberg-Weg 39, D-85577 Neubiberg eingereicht.

Tag der mündlichen Prüfung: 23. November 2007

Zusammenfassung

Diese Arbeit zeigt zwei Anwendungen gekoppelter Navigationssysteme jeweils im low-end wie auch im high-end Bereich auf. Kapitel 1 bis 3 stellen den theoretischen Teil dieser Arbeit dar. Zunächst wird in Kapitel 1 eine Einleitung in die Thematik gegeben, es folgt in Kapitel 2 eine Einleitung in die Grundlagen der satelliten- sowie der inertialen Navigation. Anschließend zeigt Kapitel 3 die Möglichkeiten der Integration von Navigationssensoren auf. In den beiden nachfolgenden Kapiteln 4 und 5 werden dann zwei Anwendungen aufgezeigt, die das weite Spektrum zwischen *low cost* und *high precision* abdecken. Ein Resumee über derzeit verfügbare Technologie sowie einen Ausblick auf zukünftige Anwendungen gibt abschließend Kapitel 6.

The present work demonstrates two applications of integrated navigation systems for low-end and high-end use each. Chapter 1 to 3 present the theoretical part of this work. Starting with a general introduction in chapter 1, the theoretical background and principals of satellite and inertial navigation are discussed in chapter 2, followed by an introduction to integration principals of different systems by means of optimal filtering (chapter 3). In the following chapters 4 and 5 two applications for integrated navigation are presented. The last chapter (6) summarizes the results and gives an outlook about future applications.

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	15
1.1	Navigation und Vermessung bei der Eisenbahn	15
1.1.1	Klassische Gleisvermessung	15
1.1.2	Leit- und Sicherungstechnik	18
2	Navigationssysteme	27
2.1	Grundlagen zur Navigation	27
2.2	Satellitengestützte Navigationssysteme	31
2.2.1	NAVSTAR GPS	31
2.2.2	Galileo	32
2.3	Inertiale Navigationssysteme	34
2.3.1	Beschleunigungsmesser	36
2.3.2	Drehraten-Sensoren	39
2.3.3	Atominterferometrie	49
2.3.4	Mechanisierung von Inertialsystemen	50
2.4	Weitere Navigationssensoren	58
2.4.1	Hodometer	59
2.4.2	Balise	61
3	Integration von Navigationssensoren	63
3.1	Dynamische Systeme	63
3.2	Grundlagen der Kalman-Filterung	66
3.2.1	Das diskrete Kalman-Filter	66
3.2.2	Formfilter	69
3.2.3	Rückwärtsfilter - (<i>Smoothing</i>)	72
3.2.4	Erkennen von Ausreißern	74
3.3	Methoden der Kopplung	75

3.3.1	Lose Kopplung (<i>Loosely coupling</i>)	76
3.3.2	Enge Kopplung (<i>Closely coupling</i>)	77
3.3.3	Straffe Kopplung (<i>Tightly coupling</i>)	78
3.3.4	Ultrastraffe Kopplung (<i>Ultra-tightly coupling</i>)	81
3.3.5	Beurteilung der Kopplungsmethoden	84
3.4	Dynamisches Modell	85
3.5	Beobachtungsgleichungen	88
3.5.1	Ausrichtung	88
3.5.2	Dynamische Stützung	91
3.6	Technische Realisierung der Sensorkopplung	93
4	Präzise Gleisvermessung	97
4.1	Gleislage	98
4.2	Systembeschreibung	100
4.2.1	Positionierung der Messplattform	100
4.2.2	Relativmessung der Gleisköpfe	102
4.3	Systemkomponenten	103
4.3.1	GPS Empfänger	104
4.3.2	Inertiales Navigations System (INS)	105
4.3.3	Entfernungsmessung mittels Ultraschall	107
4.3.4	Zeitsynchronisation	109
4.3.5	Auswerte-System	110
4.4	Evaluierung des Messsystems	111
4.4.1	Aufbau und Vermessung der Messplattform	111
4.4.2	Testfahrten	115
5	Zugnavigation	121
5.1	Aufbau des Systems	122
5.1.1	GPS Empfänger	124
5.1.2	Inertiale Messeinheit (IMU)	124
5.1.3	Synchronisation	124
5.1.4	Daten-Prozessierung	125
5.1.5	Visualisierung	128
5.2	Systemtest	128
5.3	Ergebnisse	133

5.3.1	Streckenreferenz	135
5.3.2	Genauigkeit der GPS und GPS/EGNOS Testläufe	135
5.3.3	Genauigkeit unter optimalen Bedingungen	136
5.3.4	Genauigkeit unter operationellen Bedingungen	142
5.3.5	Überbrückung bei GPS Abschattungen	143
6	Schlussbetrachtungen und Zusammenfassung	147
7	Danksagung	151

Abbildungsverzeichnis

1.1	Basis der Eisenbahn-Signaltechnik	18
1.2	Leit- und Sicherungssysteme	19
1.3	Linienzugbeeinflussung (LZB)	20
1.4	LZB ohne Streckensignal durch Führerraumsignalisierung	21
1.5	ETCS Level 1	22
1.6	ETCS Level 2 (ERTMS)	22
1.7	ETCS Level 2 ohne Streckensignale (virtuelle Signale)	23
1.8	ETCS Level 3 (ohne Gleisfreimeldung; <i>moving block</i>)	23
2.1	ECEF	28
2.2	NED	29
2.3	Verschiedene körperfeste Systeme	30
2.4	Spektren der GPS und Galileo Signale [LCE06]	32
2.5	Strapdown Algorithmus	36
2.6	MEMS Pendel-Beschleunigungsmesser [TW97]	37
2.7	Beschleunigungsmessung mit schwingenden Saiten	39
2.8	Aufbau eines mechanischen Kreisels	40
2.9	Klassifikation von faseroptischen Kreiseln	44
2.10	FOG-Triade	45
2.11	Kreiselfehler	49
2.12	Entwicklung von Drehratensensoren	51
2.13	Prinzip der (Atom-) Interferometrie	52
2.14	Aufteilung des Teilchenstrahls	53
2.15	Prinzip des 6-Achsen Inertialsensors	54
2.16	Modell eines mobilen CASI	54
2.17	Plattformsystem	55
2.18	Analytische Plattform “ <i>Strapdown System</i> ”	55

2.19	Litton LN-200 IMU (links) und Sagem SIGMA30(rechts)	57
2.20	Wegimpulsgeber (links) und Dopplerradar (rechts, beide Siemens) . .	59
2.21	Eurobalise S21 (links) und Balisen-Antenne (rechts, beide Siemens) .	61
2.22	Dynamischer Positionsfehler der Balise	62
3.1	Funktionsweise des diskreten Kalman-Filters	69
3.2	Prinzip des <i>Optimal Smoother</i>	73
3.3	Prinzip der losen Kopplung	76
3.4	Prinzip des engen Kopplung	77
3.5	Prinzip des straffen Kopplung	78
3.6	Delay-/Phase Locked Loop (DLL/PLL) mit inertialer Stützung	79
3.7	Prinzip des ultrastraffen Kopplung.	82
3.8	UML Modell des Kalman-Filters	94
3.9	UML Modell der physik. Modelle	95
4.1	Datenflussdiagramm des Gleislage Messsystems	100
4.2	Messfahrzeug der ÖBB	101
4.3	Blockdiagramm des Plattform Messsystems	102
4.4	Prinzipskizze der Messanordnung	103
4.5	Strapdown INS Sigma30 mit GPS Chokering Antenne	106
4.6	Prinzip der Entfernungsmessung	107
4.7	Ultraschall-Sensoren am Meßarm	109
4.8	DYSAF Teststrecke St. Pölten	112
4.9	Zielmarken zur Vermessung	113
4.10	Vermessung der Meßplattform	114
4.11	Spurweitenvariation in Kurven	117
4.12	Lagewinkel während der Kurvenfahrt	118
4.13	Position der Schienenköpfe	119
4.14	Genauigkeit des INS	119
4.15	Integrierte Positionslösung	120
5.1	Blockdiagramm des RADIOCOMPASS	123
5.2	Integrierter RADIOCOMPASS im 19 Zoll Gehäuse	123
5.3	Inertiale Messeinheit LN-200	124
5.4	Das Integritäts-Konzept des RADIOCOMPASS	127
5.5	Servicegebiet der Bayerischen Oberlandbahn	129

5.6	Blockdiagramm des Testsystems	130
5.7	Testaufbau im <i>Integral</i>	131
5.8	Montageplatte der IMU und des Referenz-INS	131
5.9	Datenlogger und <i>Quicklook Monitor</i>	132
5.10	Status des RADIOCOMPASS	133
5.11	Verfügbarkeit von EGNOS während der zweiten Testkampagne	134
5.12	Streckenreferenz aus DGPS (rot) und INS (blau)	136
5.13	Einzelpunktlösung L1 mit/ohne EGNOS	137
5.14	DGPS Referenz	138
5.15	INS Lagereferenz	139
5.16	Residuen der horizontalen Position	139
5.17	Vertikaler Positionsfehler des RADIOCOMPASS	140
5.18	Lagefehler des RADIOCOMPASS	141
5.19	Verhalten des RADIOCOMPASS bei guter Satellitensichtbarkeit.	143
5.20	Verhalten des RADIOCOMPASS bei kurzzeitiger Abschattung.	144

Tabellenverzeichnis

1.1	Anforderungen der Eisenbahnen gem. [DIN95, DIN99, WBF ⁺ 95] . . .	16
1.2	System-Anforderungen der ETCS Ebenen gem. [EEI96]	25
2.1	Übersicht der wichtigsten Koordinatensysteme	30
2.2	Eigenschaften von GALILEO	33
2.3	Charakteristika von Beschleunigungsmessern	39
2.4	Entwicklung IMU-Technologie	46
2.5	Leistungsdaten mechanisch-elektrischer Kreisel	48
2.6	Eigenschaften verschiedener Verfahren zur Drehratenmessung [LÖ1] .	50
3.1	Technisch relevante Autokorrelationsfunktionen	70
3.2	χ^2 Test der Verteilungsfunktion der Innovation	75
3.3	Leistung der Regelschleife bei straffer Kopplung	82
4.1	Spezifikation des MiLLennium RT-2 RTK GPS-Empfängers	104
4.2	Spezifikationen des SIGMA30 strapdown INS	105
4.3	Position und Genauigkeit der Messpunkte	115
5.1	Spezifikationen der inertialen Messeinheit LN-200	125
5.2	Konfigurationen der Datenauswertung	135
5.3	Autonome Genauigkeit des RADIOCOMPASS	137
5.4	Genauigkeit des RADIOCOMPASS unter optimalen Bedingungen . . .	140
5.5	Genauigkeit des RADIOCOMPASS unter operationellen Bedingungen .	142

1 Einleitung

1.1 Navigation und Vermessung bei der Eisenbahn

Die Frage nach einer Positionsbestimmung stellt sich bei der Eisenbahn in mehreren Sachbereichen mit den unterschiedlichsten Anforderungen hinsichtlich Genauigkeit, Verfügbarkeit und Integrität. Im Wesentlichen findet man drei Anwendungsbereiche:

- Signalisierung und Zugsicherung
- Fahrgast-Informationssystem
- Management

Eine Übersicht über die Anforderungen in diesen Bereichen gibt Tabelle 1.1.

Erwartungsgemäß fordern Signalisierung und Zugsicherung die höchsten Ansprüche vor allem hinsichtlich Verfügbarkeit und Integrität bei mäßigen Genauigkeiten im Meterbereich. Die in der Tabelle genannten Genauigkeiten beziehen sich dabei auf die Fahrtrichtung. Im Mehrgleisbetrieb sind laterale Genauigkeiten < 1 m notwendig, sofern eine Gleiseparation (Identifikation des Fahrgleises bei parallelen Gleisen) durchgeführt werden muss.

Im Folgenden sollen zwei Anwendungsgebiete im Detail vorgestellt und diskutiert werden, für die im Rahmen dieser Arbeit Lösungsansätze entwickelt und in Form von Prototypen realisiert wurden.

1.1.1 Klassische Gleisvermessung

Im Rahmen des Bahn-Managements nimmt die Erhaltung der Bahnanlagen einen wesentlichen Teil ein. Nicht zuletzt durch die steigenden Geschwindigkeiten und die

No	Application	System level parameters			Subsystem level parameters			Fix rate (s)	
		Predictable Accuracy horizontal (m)	Alert limit(m)	Integrity Max. time alarm (s)	Availability (% per hour)	Service interrupt threshold (s)	Continuity		Coverage
Signaling and train control									
1	Infrastructure data collection	1 [†]	2.5	>60.0	>99.98	TBD	TBD	All	60
2	End of movement authority	As Train location	As Train location	<1.0	>99.98	TBD	TBD	Not tunnels	<1.0
3	Supervision to buffer stops	1	2.5	<1.0	>99.98	TBD	TBD	Terminal only	<1.0
4	Speed profile calculation	As Train location	As Train location	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
5	Train location	7 (terminals) [†] 20 (busy lines) [†] 50 (rural lines)	20 (terminals) 50 (busy lines) [†] 125 (rural lines)	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
6	Level crossing protection	As Train location	As Train location	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
7	High speed train warning	100	250	5	>99.98	TBD	TBD	Terminal only	5
8	Track-side personnel protection	5 [†]	12.5	5	>99.98	TBD	TBD	All	5
9	Geographical position of train	5 [†]	12.5	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
10	Power supply control	5 [†]	12.5	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
11	Advisory station stop	As Train location	As Train location	<1.0	>99.98	TBD	TBD	Terminal only	<1.0
12	Door control supervision	5	12.5	<1.0	>99.98	TBD	TBD	Terminal only	<1.0
13	Train integrity	5 (relative accuracy)	12.5	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
14	Train separation	As Train location	As Train location	<1.0	>99.98	TBD	TBD	All	<1.0
Passenger information systems									
15	Pre-trip information	>100	>250	>60.0	99.5	>600	TBD	Not tunnels	60
16	On-trip information	>100	>250	10	99.5	300	TBD	Not tunnels	30
Management information systems									
17	Fleet management	50	125	10	99.9	30	TBD	All	10 - 60
18	Cargo monitoring	>100	>250	10	99.9	60	TBD	All	10 - 60
19	Rolling stock maintenance	>100	>250	30	99.9	120	TBD	All	30
20	Infrastructure testing and inspection	1 [†]	2.5	10	99.95	>600	TBD	All	As requ. (ad hoc)
21	Terminal management	20	50	10	99.9	30	TBD	Terminal only	10 - 60

[†] Additional lateral requirement of 1 m (distinction between adjacent tracks)

Tabelle 1.1: Anforderungen der Eisenbahnen gem. [DIN95, DIN99, WBF⁺95]

damit verbundenen erhöhten Anforderungen an die Gleiseigenschaften ist die Erhaltung des Fahrweges eine sicherheitsrelevante und kostenintensive Arbeit [Pre01]. Hohe Fliehkräfte aufgrund hoher Fahrgeschwindigkeiten von bis zu 300 km/h [Lab02], hohe Streckentaktung sowie schwere Güterzüge mit bis zu 20t Achslast beanspruchen das Gleis stark. Erhöhter Verschleiß und Gleislagefehler sind die Folge. Diese führen wiederum durch Störungen im Wellenlauf des Fahrzeuges zu einem starken Anstieg der Kräfte auf das Gleis und somit wiederum zu erhöhtem Verschleiß von Gleis und Rädern sowie einem schlechteren Fahrkomfort [PK99]. Vor allem durch langwellige Fehllagen auf Hochgeschwindigkeitsstrecken kann dies auch zur Minderung der Betriebssicherheit führen. Eine optimale Gleisvermessung in Verbindung mit einem automatisierten Datenfluss bei dem Einsatz von Stopfmaschinen trägt daher wesentlich zu einer Minimierung des Erhaltungsaufwandes von Rad und Schiene bei.

Die Aufgabe der Beobachtung des Gleiszustandes wurde früher von den Gleisbegehern durchgeführt. Höhere Zugdichten und Geschwindigkeiten und damit gestiegene Anforderungen an Genauigkeit und Schnelligkeit der Gleiszustandserfassung führten dann zur Einführung von Gleismesswagen mit dem Vorteil der Automatisierung der Erfassung und Dokumentation. Der weltweit erste vollelektronisch ausgestattete Messwagen wurde Mitte der 60er Jahre von der Österreichischen Bundesbahn (ÖBB) gebaut und eingesetzt [Pre01] – zuvor wurden die relevanten Gleisparameter mechanisch abgegriffen und manuell aufgezeichnet. Die Messung durch Messwagen ist dabei ein relatives, auf Pfeilhöhenmessung¹ basierendes Messverfahren. Eine absolute Messung der Gleislage war bisher zwangsweise mit polarer Aufnahme mittels Totalstation und Gleiswinkel² verbunden.

Der Einsatz von GNSS erlaubt es nun, auch für relative Messverfahren Absolutkoordinaten einzubringen (z.B. Bestimmung der Koordinate einer Fehlstelle im Gleis in WGS84 anstatt relativ zu einem Vermessungspunkt). Dadurch wird es möglich, auch langwellige Gleislagefehler, die durch Pfeilhöhenmessung aufgrund der kurzen Basislinie von wenigen zehn Metern nicht erkannt werden, zu detektieren.

Im Rahmen dieser Arbeit wird ein System zur Gleisvermessung vorgestellt, das berührungslos die dreidimensionale Lage beider Schienenstränge mit einer Genauigkeit im

¹Mit Hilfe der Pfeilhöhenmessung bestimmt man den Radius (Krümmung) des Gleises. Dabei wird jeweils in der Mitte einer Sehne definierter Länge der lotrechte Abstand h_f zum Gleisstrang gemessen.

²Der Gleiswinkel ist eine Schablone, die, über die Schiene gelegt, die direkte Aufnahme der Gleisachse gestattet[PK99]

Millimeterbereich in Bezug zu einem erdfesten Referenzsystem erfasst (s.a. 2.1). Dabei wurden Fahrgeschwindigkeiten von bis zu 60 km/h gefahren. Höhere Geschwindigkeiten sind aber ohne weiteres ohne Verlust an Genauigkeit möglich.

1.1.2 Leit- und Sicherungstechnik

Die heutige Zugsicherung baut nach wie vor überwiegend auf der klassischen Signaltechnik auf, bei der die Informationsübertragung vom Stellwerk - dem zentralen Element - zum Triebfahrzeugführer auf Sichtverbindung mittels Signalen basiert [Krü03]. Den grundsätzlichen Aufbau zeigt Abbildung 1.1. Dem Stellwerk kommt dabei die alleinige Sicherung des Zugbetriebes zu. Die Nichtbeachtung von Signalen führt dabei zu nicht unerheblicher Gefährdung für Mensch und Maschine.

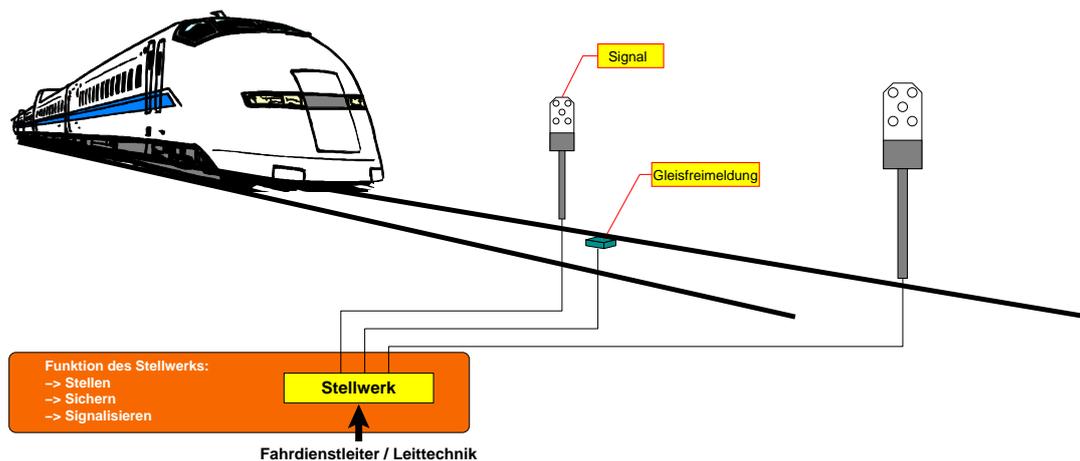


Abbildung 1.1: Basis der Eisenbahn-Signaltechnik

Ziel der Zugsicherung ist es nun, die Einhaltung der vom Stellwerk gesetzten Informationen zu überprüfen und gegebenenfalls zu erzwingen, indem die Stellwerkssignale auf das Fahrzeug übertragen werden. Art und Weise sowohl der Informationsübertragung als auch des eventuellen Eingriffs hängen dabei vom eingesetzten Zugsicherungssystem ab.

Aus historischen Gründen wurde von den europäischen Eisenbahnen eine Vielzahl verschiedener Systeme zur Zugsicherung und -steuerung entwickelt, die alle untereinander mehr oder weniger inkompatibel sind (z.B. Deutschland: Indusi, LZB, ZUB für Neigetechnik, Frankreich: Crocodile, KVB, TVM, Schweiz: Signum, ZUB 121).

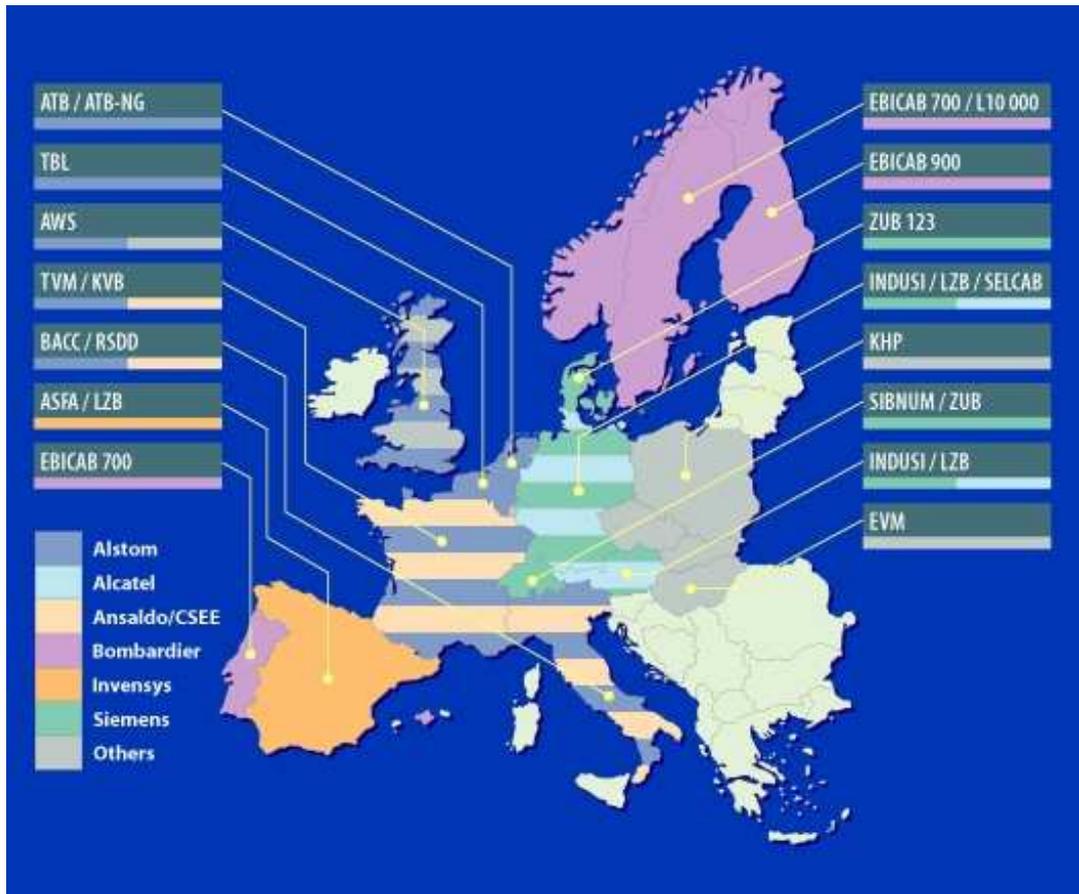


Abbildung 1.2: Übersicht über derzeitige Leit- und Sicherungssysteme in Europa
(Quelle: <http://www.ertms.com/history.html>)

Selbst innerhalb eines Eisenbahnbetreibers findet man z.T. unterschiedliche Systeme. Abbildung 1.2 zeigt graphisch die Verbeitung der Leit- und Sicherungssysteme verschiedener Hersteller in Europa.

All diese verschiedenen Systeme erschweren den grenzüberschreitenden Verkehr und sind zudem zum Teil für den Hochgeschwindigkeitsverkehr ungeeignet. Das nach [Krü03] bis heute modernste Zugsicherungssystem der Welt wurde bereits Anfang der 60er Jahre vom Internationalen Eisenbahn Verband (UIC) definiert und 1970 von der Firma Alcatel entwickelt. Die Linien-Zug-Beeinflussung (LZB) übernimmt dabei die vollständige Verantwortung für die Sicherheit der Zugführung. Den prinzipiellen Aufbau des Systems zeigt Abbildung 1.3. Die LZB setzt auf die vorhandene Signalisierung auf. Zusätzlich wird in das Gleis ein sogenannter Linienleiter eingelassen. Über ihn erfolgt die Kommunikation mit der LZB-Zentrale, die die Informationen des Stellwerks

ausliest und jedem Zug in ihrem Bereich die entsprechend der Position notwendigen Fahrbefehle erteilt. Die Fahrbefehle empfängt das Fahrzeug über eine spezielle Antenne. Ein Rechner wählt die für das jeweilige Fahrzeug bestimmten Nachrichten aus und verarbeitet sie weiter.

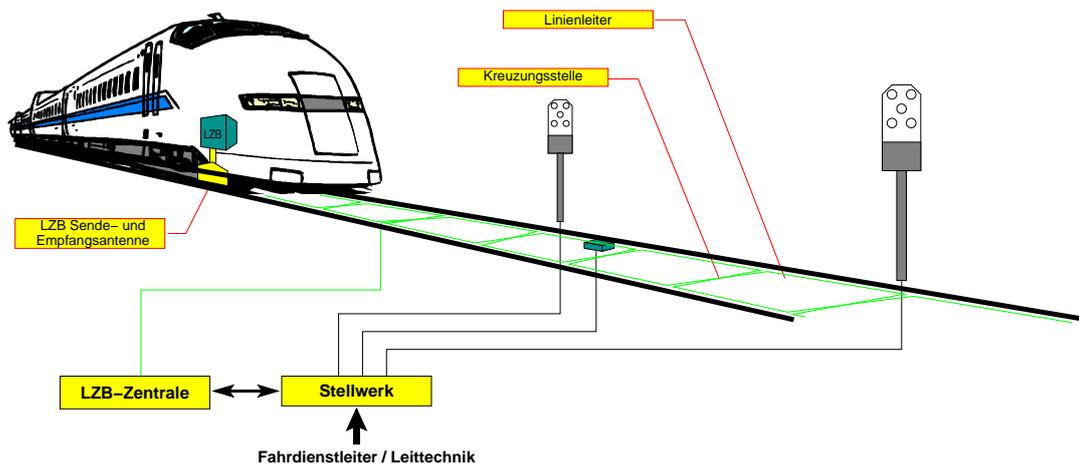


Abbildung 1.3: Linienzugbeeinflussung (LZB)

Damit die Zugsicherung zuverlässig arbeiten kann, ist eine hinreichend genaue Positionsbestimmung des Fahrzeuges notwendig. Zu diesem Zweck wird der Linienleiter im Gleisbett in regelmäßigen Abständen (in der Regel alle 100m) gekreuzt. Der damit verbundene Phasenwechsel des Trägersignals wird vom Bordrechner ausgewertet und erlaubt über einen Katalog mittels Zählung der Phasensprünge eine absolute Positionierung auf dem Gleis. Zwischen den Kreuzungsstellen wird mittels Hodometer (s.a. Kapitel 2.4.1) und/oder Beschleunigungsmesser interpoliert.

Diese Technik erlaubt letztendlich auch den Verzicht auf die Außensignalisierung. Sie wird durch *virtuelle Signale* im Führerraum ersetzt (Abbildung 1.4).

Im Bemühen um eine Vereinheitlichung der Zugsicherung und -steuerung sowie zur Senkung der Kosten durch Schaffung eines europaweiten Marktes für Zugsicherungssysteme wurde seit 1989 an einer Richtlinie "über die Interoperabilität des transeuropäischen Hochgeschwindigkeitsbahnsystems" gearbeitet [Der96] und auf dieser Basis das *europäische Zugsicherungssystem* (ETCS - european train control system) initiiert. Zusammen mit einer Erweiterung des GSM Standards für Zugsanwendung (GSM/R - Global System for Mobile Communications / Rail) bildet es das europäische Verkehrsmanagement System (ERTMS - European Rail Traffic Management System).

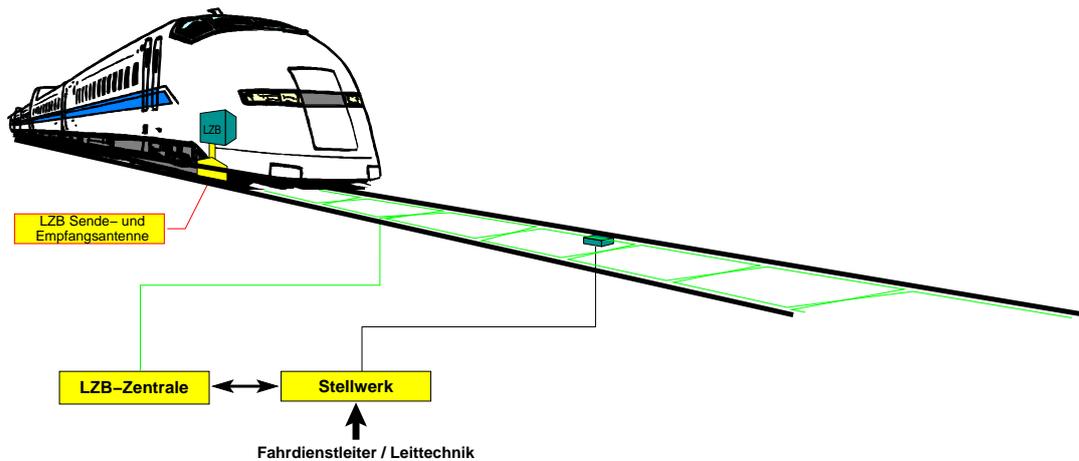


Abbildung 1.4: LZB ohne Streckensignal durch Führerraumsignalisierung

ERTMS ist in drei Ebenen aufgeteilt, die sukzessive aufeinander aufbauen. In ETCS Level 1 erkennt man die signaltechnische Grundstruktur mit Stellwerk, Gleisfreimeldung und Signalen (Abbildung 1.5). Die Übertragung der Signale auf das Fahrzeug erfolgt mittels aktiver und passiver Funkbaken, den sogenannten *Eurobalisen*. Sie greifen mittels eines Telegrammgenerators (LEU - Line Equipment Units) rückwirkungsfrei die Information der Streckensignale ab, kodieren sie gemäß der europäischen Spezifikation um und übertragen sie an den vorbeifahrenden Zug. Die Aufgabe der Zugsicherung übernimmt ein fahrzeugseitig installierter Rechner (EVC - European Vital Computer), der aus den Streckendaten ein auf den Zug angepasstes Geschwindigkeitsprofil errechnet und permanent dessen Einhaltung überwacht. Eine absolute Positionierung des Zuges erfolgt durch die Kennung der Balise (auch in Form sog. passiver Eurobalisen, die keinerlei Signalinformation übertragen) mittels Streckenatlas sowie durch weitere, unabhängige Sensoren (Doppler-Radar, Hodometer) zur Interpolation zwischen zwei Balisen.

Im zweiten Ausbauschnitt (ETCS Level 2) erfolgt die Berechnung des optimalen Geschwindigkeitsprofils im sogenannten *Radio Block Center* (RBC) (Abbildung 1.6). Im Gegensatz zur LZB-Zentrale (s.o.) benötigt das RBC keine Informationen über das Zugfahrzeug, da die Einhaltung des von dem RBC übertragenen Geschwindigkeitsprofils Aufgabe des fahrzeugseitigen EVC ist. Die Übertragung der Fahrsignale erfolgt nicht mehr durch Sichtsignale und aktive Balisen, sondern durch das GSM/R Netz. Somit entfallen auch die aktiven Balisen zur Signalübertragung. Einzig passive Balisen müssen verlegt werden. Da diese stromlos als Transponder arbeiten, ist deren

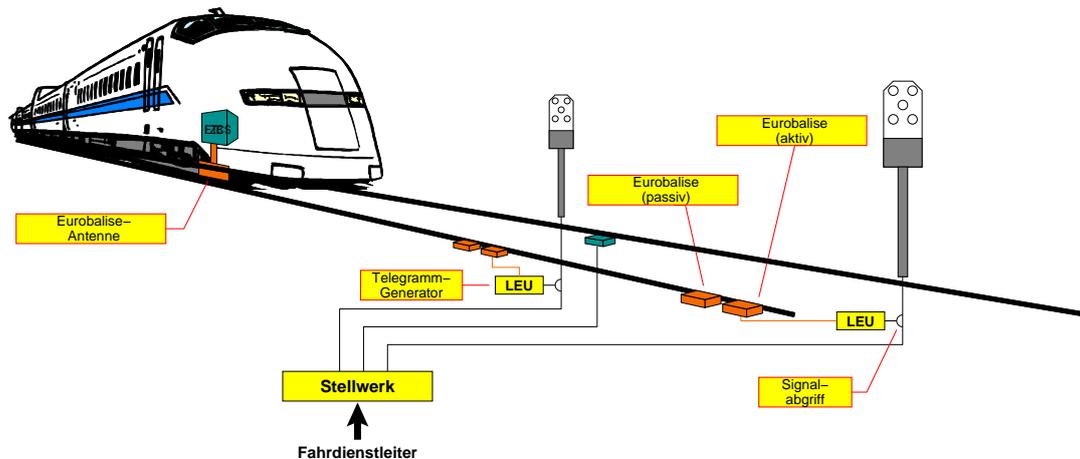


Abbildung 1.5: ETCS Level 1

Verlegung im Gleisbett ungleich einfacher als bei Linienleitern oder aktiven Balisen. Somit bietet ETCS Level 2 eine kostengünstige Alternative zur aufwendigen Linienzugbeeinflussung bei gleicher Leistungsfähigkeit.

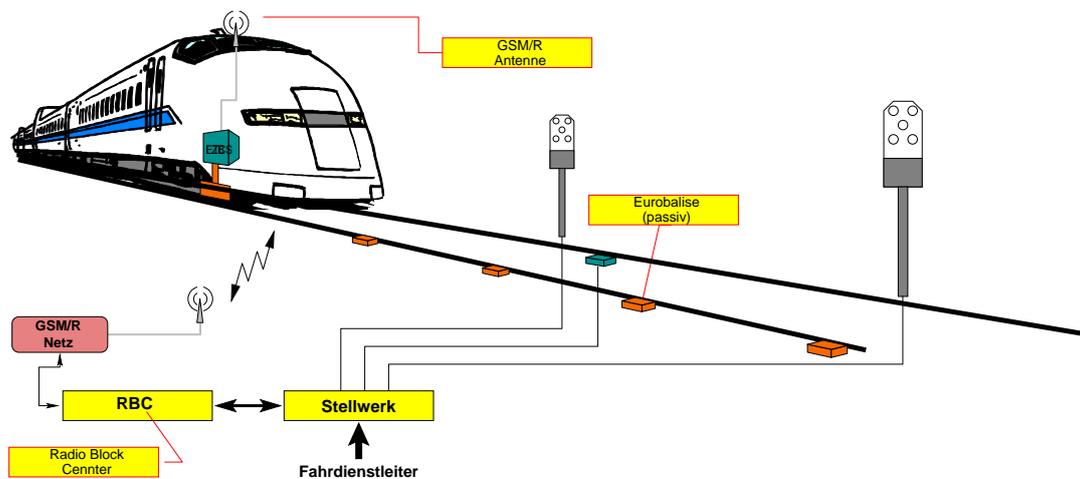


Abbildung 1.6: ETCS Level 2 (ERTMS)

In der dritten Stufe soll das Fahren im Bremswegabstand ermöglicht werden (Abbildung 1.8). Da hier keine festen Blöcke mehr existieren, entfallen die Gleisfrei-Melder. Die sogenannten *Moving Blocks* werden nun nicht mehr durch Streckenelemente freigemeldet, sondern durch permanente Positionsmeldung des Zuges. Da somit die Züge wesentlich näher aufeinander folgen können, wird ein besserer Streckendurchsatz für das Gleis erzielt. Allerdings ist die zuverlässige Erkennung der Zugvollständigkeit zwingend. Dies weist vor allem für den Güter- und Wagenverkehr noch Probleme auf, so

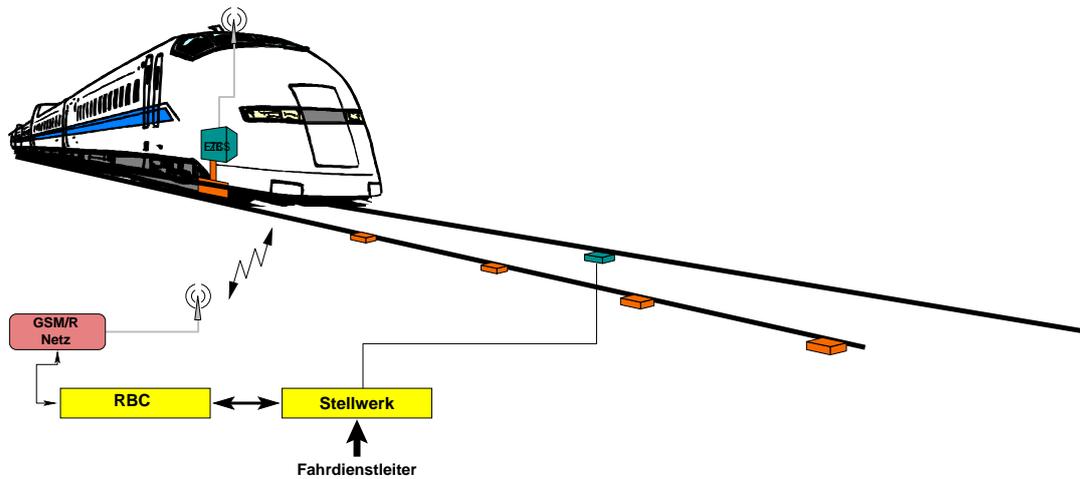


Abbildung 1.7: ETCS Level 2 ohne Streckensignale (virtuelle Signale)

dass mit einer einheitlichen Einführung von ETCS Level 3 in naher Zukunft nicht zu rechnen ist. Ebenso ist eine zuverlässige Positionsbestimmung mit hoher Genauigkeit und vor allem hoher Integrität notwendig (vgl. Tabelle 1.1). Ein Teil dieser Arbeit beschäftigt sich mit genau diesem Aspekt der Positionsbestimmung mit ausreichender Genauigkeit und Integrität. Dabei soll die Positionsbestimmung weitgehend autark durch das Fahrzeug selbst vorgenommen werden, um den Aufwand für den Ausbau der Strecke - und damit auch die Abhängigkeit von der Strecke - weitgehend zu minimieren.

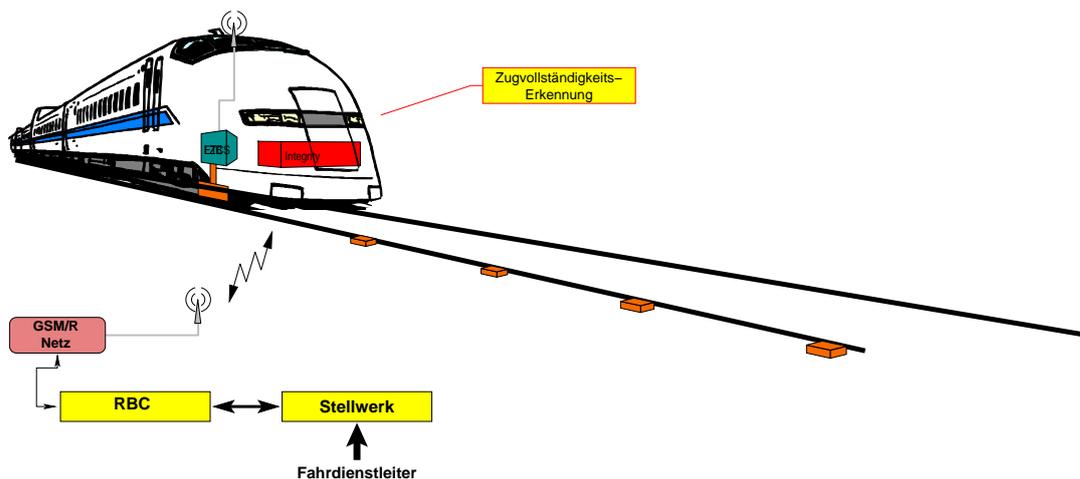


Abbildung 1.8: ETCS Level 3 (ohne Gleisfreimeldung; *moving block*)

Die Anforderungen für die Positionsbestimmung bei eingleisigen Strecken zeigt Ta-

belle 1.2. Bei mehrgleisigen Strecken ist eine laterale Genauigkeit weniger als einem Meter erforderlich, um ein sicheres Erkennen des Fahrgleises zu ermöglichen (Gleis-separation).

Aufgrund der hohen Anforderungen an Genauigkeit und Integrität ist eine nur auf GPS basierende Realisierung nicht ausreichend (Tabelle 1.1+1.2). So ist für die Erkennung des belegten Gleises bei mehrgleisigen Strecken eine laterale - also senkrecht zur Gleisachse bzw. Fahrtrichtung gerichtete - Genauigkeit von 1 m RMS gefordert, während in Fahrtrichtung die Anforderungen mit 5 m Genauigkeit deutlich moderater ausfallen (Tabelle 1.1). Um Ausfallzeiten durch Abschattung bei Brücken- oder Tunneldurchfahrt zu kompensieren, sind zusätzliche Mechanismen notwendig. Aufgrund der nur kurzen Überbrückungszeiten bietet sich hier eine inertielle Lösung mit preisgünstigen Komponenten (sog. *low cost*) an, deren Fehlverhalten für kurze Zeiten ausreichend modellierbar sind (s. Kapitel 2). In Kapitel 5 wird ein solches System für die Anwendung auf überwiegend eingleisigen Strecken untersucht und die Ergebnisse eines Prototypen diskutiert.

Parameter	Values for different ERTMS/ETCS levels		
	Level 1	Level 2	Level 3
Train speed range	0–250 km/h	0–500 km/h	0–500 km/h
Time elapsed between two trains	3 min	2 min 30 s	2 min
Odometer accuracy (according to safety) for distances from balises < 350 m	7 m max.		
Odometer accuracy (according to safety)	<p>The graph plots maximum odometer accuracy (Δs max) on the y-axis against distance covered in seconds (s) on the x-axis. A horizontal line at ±7m extends to 350m on the x-axis. From 350m, a line rises linearly to ±20m at 1000m on the x-axis. Dashed lines indicate the points (350, 7) and (1000, 20).</p>		
Maximum speed in-accuracy (according to safety) for speed < 30 km/h	±2km/h max.		
Maximum speed in-accuracy (according to safety)	<p>The graph plots maximum speed in-accuracy (Δv max) on the y-axis against speed (v) in km/h on the x-axis. A horizontal line at ±2 km/h extends to 30 km/h on the x-axis. From 30 km/h, a line rises linearly to ±12 km/h at 500 km/h on the x-axis. Dashed lines indicate the points (30, 2) and (500, 12).</p>		
Maximum stopping place in-accuracy when the train is stopping close to a platform or at the foot of a signal	1 m	1 m	
Maximum stopping place in-accuracy in full line	/	10m	
Temporal accuracy for a location request	0.3 s max.		
Maximum response time interval (between receiving a location request and sending the location report)	not relevant	Response time 1 s with data not older than 1 s	
Maximum time interval between reception of stop signal (balise) and initiation of emergency brake	1 s	not relevant	
Maximum time interval between the reception of stop signal or the activation by emergency driver (via external radio link) and initiation of emergency brake	not relevant	3 s for same train 5 s for other train	

Tabelle 1.2: System-Anforderungen der ETCS Ebenen gem. [EEI96]

2 Navigationssysteme

Im Folgenden soll zunächst in die Grundlagen satellitengestützter und inertialer Navigationssysteme und deren Fehlermodellierung eingeführt sowie die Funktionsweise und Fehlermodelle weiterer Navigationssensoren erläutert werden.

In einem weiteren Abschnitt werden dann die Möglichkeiten der Integration dieser Systeme aufgezeigt und miteinander verglichen sowie ihr Einsatz für die Bahn diskutiert.

2.1 Grundlagen zur Navigation

Um eine Position auf der Erde zu bestimmen, ist die Kenntnis eines Bezugssystems notwendig. Je nach Anwendung werden dabei verschiedene Koordinatensysteme benutzt, die sich hinsichtlich ihres Ursprungs und ihrer Orientierung unterscheiden. Es sind daher fundierte Kenntnisse über diese Systeme sowie deren Transformationen untereinander notwendig.

Ein für Navigationsanwendungen auf und bei der Erde fundamentales Bezugssystem ist das Inertialsystem. Dieses System ist per definitionem ein euklidischer Vektorraum. In ihm bleibt ein Körper gemäß des 1. Newtonschen Gesetzes in Ruhe bzw. in geradliniger Bewegung, sofern auf ihn keine Kräfte wirken (vgl. 2.3).

Der inertielle Raum - also der Raum, in dem ein Körper, auf den keine *kinematischen Kräfte* [Jek01] einwirken - unbeschleunigt bleibt, ist ein fiktiver Raum, da jeder Körper aufgrund des den Raum durchdringenden Gravitationsfeldes beschleunigt wird. In der Praxis wird daher oft vom *quasi-inertialen* Raum gesprochen, dessen Mittelpunkt im Schwerezentrum der Erde liegt, von der Sonne aufgrund der Gravitation beschleunigt wird aber nicht (gegenüber der Sonne) rotiert. Die z-Achse dieses Bezugssystems weist in Richtung des Himmels-Nordpols, die x-Achse weist in Richtung des

astronomischen Frühlingspunktes. Die genaue Lage wird durch den Internationalen Dienst für Erdrotation und Referenzsysteme (, englisch: *International Earth Rotation and Reference Systems Service*) anhand von Beobachtungen von Quasaren festgelegt [Jek01, Wik07b]. Dieses Bezugssystem wird in der Literatur häufig mit dem Kürzel ECI (Earth Centered Inertial) bezeichnet. Größen in diesem Bezugssystem werden in dieser Arbeit mit dem Index i gekennzeichnet (z.B. \vec{x}^i).

Ein weiteres Bezugssystem ist das sogenannte erdfeste System. Auch dessen Ursprung liegt im Schwerezentrum der Erde, rotiert aber mit dieser. Die Hochachse (z-Achse) durchstößt die Erdoberfläche am *CIO* (Conventional International Origin) nahe der Rotationsachse (der Durchstoßpunkt der Rotationsachse variiert aufgrund der Polbewegung). Die x-Achse weist definitionsgemäß zum Null-Meridian (Längengrad durch Greenwich). Dieses Bezugssystem wird auch als *Earth Centered, Earth Fixed* (ECEF) System bezeichnet. Im Rahmen dieser Arbeit erhalten Größen in diesem Bezugssystem den Index e (z.B. \vec{x}^e).

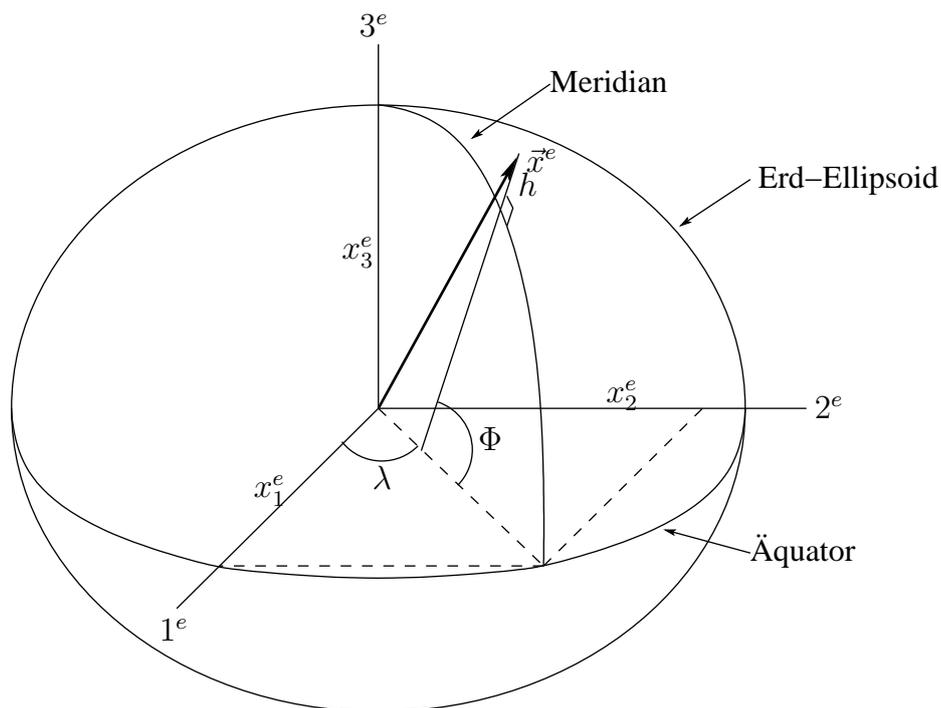


Abbildung 2.1: ECEF

Das System, welches in den meisten Fällen benutzt wird, um die Bewegung eines Fahrzeugs zu beschreiben, ist ein lokales System. Im Gegensatz zu den o.g. Systemen

liegt der Koordinaten-Ursprung in der Regel im Fahrzeuginneren und bewegt sich mit dem Fahrzeug mit. Für die Zwecke der Navigation definiert man ein System derart, dass die dritte Achse mit der Normalen auf das Erdellipsoid zusammenfällt und nach unten weist. Die erste Achse weist parallel zur Tangente an den Meridian in Richtung Norden, die zweite Richtung Osten. Alle drei Achsen bilden ein rechtshändiges, kartesisches Koordinatensystem, welches im Englischen oft als NED-System (north-east-down) bezeichnet wird. Natürlich sind weitere lokale Systeme denkbar - so wird für die astronomische Geodäsie oft ein System mit hochweisender z-Achse (NEU - north-east-up) verwendet, welches somit ein linkshändiges System darstellt. Im Rahmen dieser Arbeit wird durchgehend das NED-System benutzt. Es dient weniger der Beschreibung einer Position, als vielmehr der Lagebeschreibung und der Angabe von Richtungen. Größen in diesem Bezugssystem werden mit dem Index n gekennzeichnet (z.B. \vec{x}^n).

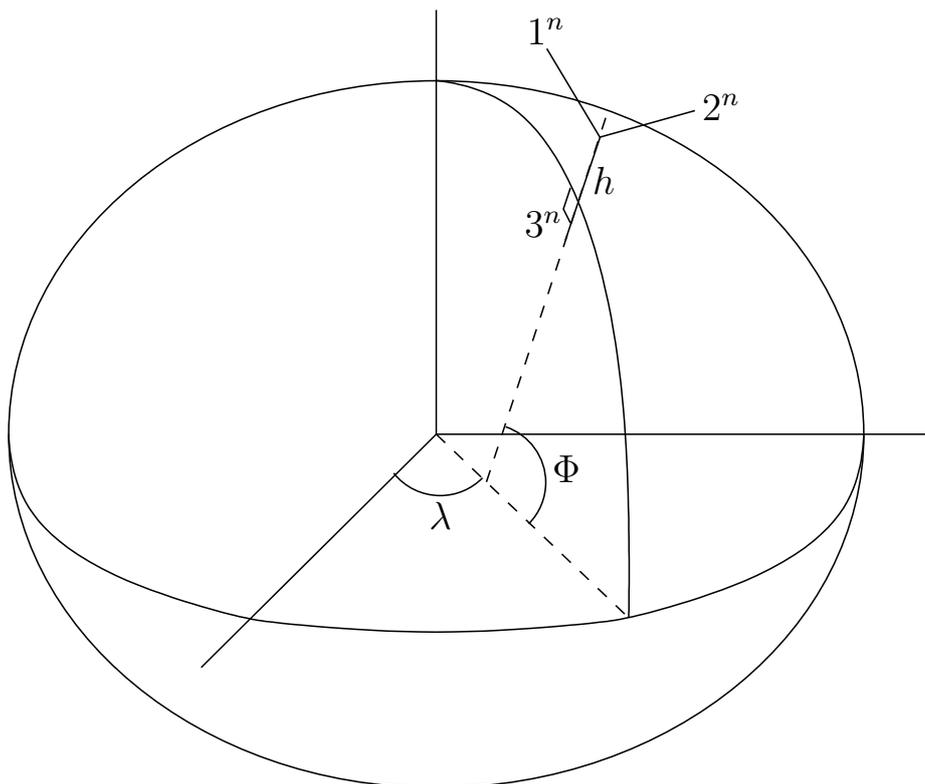


Abbildung 2.2: NED

Neben diesen fundamentalen Systemen soll noch ein weitere Gruppe lokaler Systeme betrachtet werden. Sie werden als körperfest bezeichnet und bilden ebenfalls rechts-

weisende Systeme. Abbildung 2.3 zeigt verschiedene körperfeste Systeme. Sie beschreiben z.B. die Hauptträgheitsachsen [HMS89] eines Fahrzeuges oder die sensitiven Achsen von Sensoren und müssen nicht zwangsläufig kartesisch sein; Abweichungen zum kartesischen System müssen gegebenenfalls durch geeignete Transformationen berücksichtigt werden. Für das körperfeste System, welches die Hauptachsen des Fahrzeuges beschreibt, hat sich der Index b (**b**ody) etabliert.

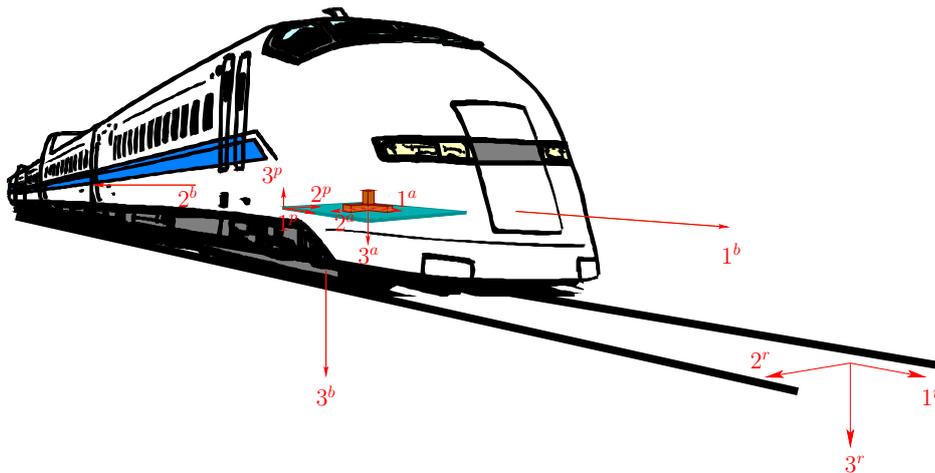


Abbildung 2.3: Verschiedene körperfeste Systeme, z.B. Lokomotive b , IMU a , Mess-Plattform p , Gleis r

Tabelle 2.1 beschreibt nochmals die wichtigsten Koordinatensysteme.

Koordinaten-system	Ursprung	x-Achse	y-Achse	z-Achse
Quasi-Inertial	Massezentrum der Erde	mittlerer Frühlingspunkt	rechtwinklig zu x-z-Ebene	mittlere Erdrotationsachse (CIO)
erdfestes System	Massezentrum der Erde	Nullmeridian in Äquatorebene	rechtwinklig zu x-z-Ebene	mittlere Erdrotationsachse (CIO)
Navigations-system	Topozentrum	Norden	Osten	nach unten in Richtung der Ellipsoidnormalen
körperfestes System	Arbiträr (z.B. Fahrzeugschwerpunkt)	Fahrzeug-Längsachse	Fahrzeug-Querachse	Fahrzeug-Hochachse (Richtung Fahrzeug-Boden)

Tabelle 2.1: Übersicht der wichtigsten Koordinatensysteme

2.2 Satellitengestützte Navigationssysteme

Wie aus der klassischen Geodäsie bekannt, kann die unbekannt Position eines Punktes aus dem geometrischen Zusammenhang zu bekannten Punkten bestimmt werden. Dieses Prinzip wird auch bei landgestützten Navigationssystemen wie dem aus der Luftfahrt bekannten DME (englisch: *Distance Measuring Equipment*) oder dem bei der Schifffahrt verwendeten LORAN (englisch: *LOng RANge Navigation*) angewandt. Beide Systeme basieren auf Entfernungsbestimmung durch Laufzeitmessung elektromagnetischer Signale. Im Gegensatz zu LORAN (wie auch zu modernen satellitengestützten Navigationssystemen), bei denen die - im weitesten Sinne fest installierten - Sender aktiv ein moduliertes Signal abstrahlen, wird beim DME ein durch einen Sender abgestrahlter Doppel-Impuls durch den am Boden in Flughafennähe installierten Transponder nach einer genau definierten Umsetzzeit von $50 \mu s$ auf einer um 63 MHz höhere Frequenz wieder abgestrahlt. Die Laufzeitmessung ergibt hier also die doppelte Schrägentfernung plus Umsetzungszeit.

Diese und ähnliche Systeme sind die technologischen Vorläufer der Satellitennavigation, bei denen sich der Sender an einer bekannten Position befindet - in diesem Fall die bekannte Satellitenposition.

Erste Satellitensysteme wurden in Amerika zu Beginn der 1960er Jahre entwickelt (Goddard Space Flight Center Range and Range Rate system (GRARR) , Sequential Collation of Range (SECOR) oder TRANSIT, [Jek01, See93]).

2.2.1 NAVSTAR GPS

Das amerikanische Satellitennavigationssystem NAVSTAR (Navigation Satellite Timing and Ranging) - allgemein bekannt als GPS - wurde in in den 70er und 80er Jahren des letzten Jahrhunderts entwickelt und ist seit 1993 operationell im Einsatz (anfängliche Funktionsbereitschaft IOC, englisch: *Initial Operational Capability*). Die volle operationelle Funktionsbereitschaft (FOC, englisch: *Full Operational Capability*) wurde am 17. Juli 1995 bekanntgegeben [Wik07a]. Das GPS System besteht aus einer nominellen Konstellation von 24 Satelliten, je vier in sechs Bahnebenen. Das System basiert auf einer Einwegmessung der Laufzeit des vom Satelliten ausgestrahlten Signals. Die ausgestrahlten Signale sind bezogen auf präzise, satelliteninterne Uhren,

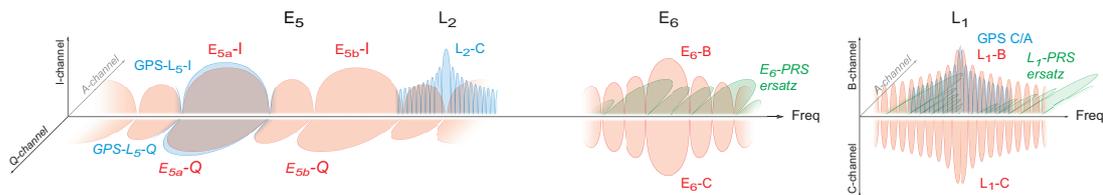


Abbildung 2.4: Spektren der GPS und Galileo Signale [LCE06]

die alle synchron zur GPS Systemzeit arbeiten, die durch das GPS Kontrollsegment definiert ist und gegen UTC (*Coordinated Universal Time*, abgeleitet von *Universal Time, coordinated*) referenziert ist [GPS06]. Der Null-Zeitpunkt der GPS Zeit ist definiert als Mitternacht der Nacht vom 5. auf den 6. Januar 1980 (UTC). Im Gegensatz zu UTC ist die GPS Zeit stetig und weist somit gegenüber UTC eine ganzzahlige Anzahl von Schaltsekunden auf. Eine inhärente Drift gegenüber UTC wird durch das Kontrollsegment auf $1 \mu s$ modulo 1 Sekunde begrenzt [GPS06].

Die Satelliten des GPS strahlen derzeit Signale auf zwei Frequenzen aus, die entsprechend ihrer Frequenz als L1 (1575,42 MHz) und L2 (1227,60 MHz) bezeichnet werden. Alle Satelliten benutzen dabei die gleiche Frequenz - die Unterscheidung der einzelnen Signale erfolgt durch Code-Multiplex (CDMA - code division multiple access).

Die benutzten Spreizcodes für das Coarse-Acquisition (CA) Signal sind sog. Gold-Codes [Gol67, HARW06] der Länge 1023. Der Spreizcode wird zusätzlich mit einer (niederfrequenten) Nachricht moduliert, welche es dem Empfänger ermöglicht, die Koordinaten des Satelliten bei Aussendung des Signals zu bestimmen. Ist der lokale Empfänger ebenfalls auf GPS Zeit synchronisiert, so läßt sich die Laufzeit des Signals und somit die Entfernung des Empfängers zum Satelliten bestimmen. Aus drei Entfernungsmessungen kann so die Position des Empfängers relativ zu den Satelliten und somit bei Kenntniss der Satellitenposition absolut (bezogen auf ein erdfestes Koordinatensystem) bestimmt werden. Da die lokale (Empfänger-) Zeit in der Regel durch einen unbekanntem Offset von der GPS-Zeit abweicht, ist eine weitere, vierte Messung notwendig, um diese vierte unbekannte Größe zu bestimmen.

2.2.2 Galileo

Im Bestreben um Unabhängigkeit von einem unter nationaler Kontrolle der Vereinigten Staaten von Amerika stehenden Navigationssystem hat sich die europäische Ge-

GALILEO Services	Open Service OS	Commercial Service CS	Safety of Live SOLS	Public Regulated Service PRS
Signale	E1,E5	E1, E5, E6	E1, E5b, (E5a)	E1, E6
Abdeckung	Global	Global	Global	Global
Genauigkeit	H: 15 m – V: 35 m (single frequency) H: 4 m – V: 8 m (dual frequency)	mindestens OS	H: 4 m –V: 8 m (dual frequency)	H: 6.5 m – V: 12 m (dual frequency)
Verfügbarkeit	99.8%	TBD	99.8%	99.5%
<i>Time to Alert</i>	–	TBD	6s	10s

Tabelle 2.2: Eigenschaften von GALILEO [Eur02, Ber03]

meinschaft zum Aufbau eines eigenen, satellitengestützten Navigationssystems entschlossen. Im Gegensatz zu Navstar/GPS steht es nicht unter nationaler Kontrolle sondern wird von einem Konsortium aus staatlichen und wirtschaftlichen Trägern finanziert und betrieben. Durch die Kompatibilität zwischen Galileo und GPS steigert sich die Anzahl nutz- und sichtbarer Satelliten um mehr als das Doppelte und erleichtert damit die Positionsbestimmung auch unter ungünstigen Sichtbarkeitsbedingungen wie z.B. in Städten, wo Gebäude die Sicht zu niedrigstehenden Satelliten behindern. Zudem wird durch den - im Vergleich zu GPS - höheren Orbit eine bessere Abdeckung in Gegenden höherer Breitengrade erreicht und somit die Verfügbarkeit in Nordeuropa erhöht.

Auf drei Frequenzbändern wird wie bei GPS ein durch Spreizcode-Verfahren modulierte Signal abgestrahlt:

<i>Signal</i>	<i>Trägerfrequenz</i>	<i>Bandbreite</i>
E1	1575,420 MHz	40,92 MHz
E5	1191,795 MHz	92,07 MHz
E6	1278,750 MHz	40,92 MHz

Neben dem freien Positionierungsdienst (*Open Service, OS*) wird es auch verschlüsselte Dienste für höhere Genauigkeit oder staatliche Anwendung geben: *Commercial Service (CS)*, *Safety-of-Live (SOL)* und *Public Regulated Service (PRS)*. Tabelle 2.2 stellt die wesentlichen Eigenschaften bzw. Anforderungen an das zukünftige System gegenüber.

Ähnlich wie bei GPS sind 30 Satelliten (jeweils 9 Satelliten in drei Bahnebenen plus ein Reservesatellit pro Bahn) in einer Walker-Konstellation auf mittleren, zirkularen

Umlaufbahnen (MEO, englisch: *Medium Earth Orbit*) mit 56° Inklination in einer Höhe von ca. 23222 km über der Erde angeordnet.

Das untere E5-Frequenzband (E5a) sowie das E1-Band werden sowohl von GPS als auch Galileo belegt und können somit durch das gleiche Front-End empfangen werden. Eine Übersicht über die spektrale Verteilung der Signale von Galileo und GPS zeigt die Abbildung 2.4.

2.3 Inertiale Navigationssysteme

Im Gegensatz zur satellitengestützten Navigation, bei der immer eine Sichtverbindung zu mindestens vier Satelliten vorhanden sein muss, kommt die Trägheitsnavigation (inertiale Navigation) ohne externe Bezugspunkte aus. Tatsächlich handelt es sich hier um eine Koppelnavigation, bei der anhand von autarken Beobachtungen die zurückgelegte Distanz und Wegrichtung innerhalb eines Zeitintervalls ΔT berechnet werden und der resultierende Streckenvektor auf den vorherigen Wegpunkt addiert wird.

Das Grundprinzip der Trägheitsnavigation liefern dabei die Newton'schen Grundgesetze zur Bewegung von Körpern:

1. Newton'sches Axiom Jeder Körper behält seine Geschwindigkeit nach Betrag und Richtung so lange bei, wie er nicht durch äußere Kräfte gezwungen wird, seinen Bewegungszustand zu ändern.

2. Newton'sches Axiom Die zeitliche Änderung der Bewegungsgröße, des Impulses $\mathbf{p} = m \cdot \mathbf{v}$, ist gleich der resultierenden Kraft \mathbf{F} . Um eine konstante Masse zu beschleunigen, ist eine Kraft \mathbf{F} erforderlich, die gleich dem Produkt aus Masse m und Beschleunigung \mathbf{a} ist.

$$\mathbf{F} = \frac{d}{dt}(m\mathbf{v}) \quad (2.1)$$

$$\rightarrow F = ma|_{m=\text{const}} \quad (2.2)$$

3. Newton'sches Axiom Wirkt ein Körper 1 auf einen Körper 2 mit der Kraft \mathbf{F}_{12} , so wirkt der Körper 2 auf den Körper 1 mit der Kraft \mathbf{F}_{21} ; beide Kräfte haben

den gleichen Betrag, aber entgegengesetzte Richtungen.

$$\mathbf{F}_{12} = -\mathbf{F}_{21}$$

Ein Körper, auf den keine Kräfte einwirken, bewegt sich somit geradlinig mit konstanter Geschwindigkeit \mathbf{v} . Ist die Richtung der Geschwindigkeit bekannt, läßt sich aus dem vorherigen Ort zum Zeitpunkt t_0 der neue Ort zum Zeitpunkt t_1 einfach berechnen:

$$\mathbf{p}_1 = \mathbf{p}_0 + \mathbf{v} * (t_1 - t_0)$$

Ändert sich der Betrag der Geschwindigkeit - liegt also eine beschleunigte Bewegung vor - so läßt sich die neue Geschwindigkeit zum Zeitpunkt t_1 aus der Beschleunigung \mathbf{a} und der Geschwindigkeit zum Zeitpunkt t_0 bestimmen:

$$\mathbf{v}_1 = \mathbf{v}_0 + \mathbf{a} * (t_1 - t_0)$$

Sind die Zeitabschnitte $\delta t = t_1 - t_0$ genügend klein, kann die Geschwindigkeit innerhalb einer Epoche als konstant angenommen werden. Die aktuelle Geschwindigkeit und Position läßt sich dann aus der Messung der (instantanen) Beschleunigung über eine Rekursionsformel berechnen:

$$\mathbf{p}_0 = \mathbf{P}_0 \tag{2.3}$$

$$\mathbf{v}_0 = \mathbf{V}_0 \tag{2.4}$$

$$\mathbf{v}_{k+1} = \mathbf{v}_k + \mathbf{a}_k * \delta t \tag{2.5}$$

$$\mathbf{p}_{k+1} = \mathbf{p}_k + \mathbf{v}_k * \delta t \tag{2.6}$$

$$\tag{2.7}$$

Da die Bewegungsrichtung in drei Raumachsen erfolgen kann, muss die Beschleunigung in jede Raumrichtung erfasst werden. Entweder sind dazu die Beschleunigungsmesser in ihrer Lage bzgl. eines Referenzsystems zu fixieren oder eine Information über die derzeitige Lage des Körpers bzgl. des Referenzsystems ist notwendig (s.a. 2.1). Je nachdem spricht man von einer (*Raum-*)*stabilisierten* oder *analytischen* Plattform¹.

¹Im Englischen ist auch der Begriff *strapdown platform* üblich, da hier die Sensoren fest mit dem Fahrzeug verbunden (*strapdown*) und nicht kardanisch aufgehängt sind. (s.a. Abschnitt 2.3.4)

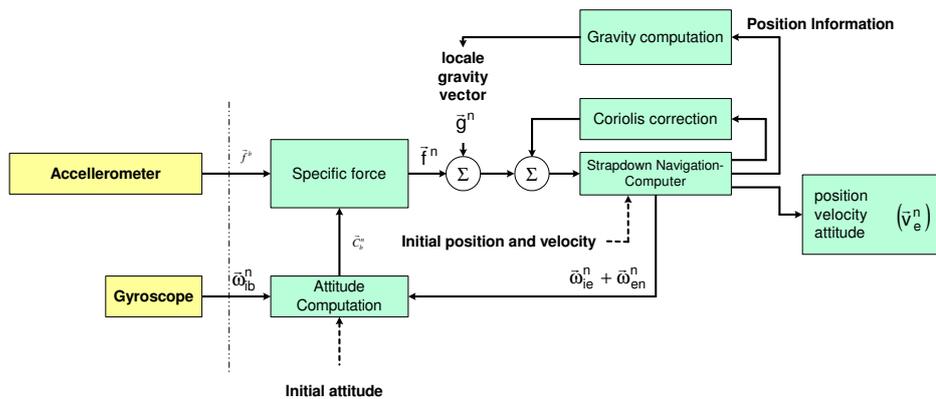


Abbildung 2.5: Doppelte Integration unter Berücksichtigung der gegenwärtigen Lage und Schwerebeschleunigung führt zu aktueller Geschwindigkeit und Position.

Die Genauigkeit der Positionslösung ist dabei wesentlich von der Genauigkeit von Position, Geschwindigkeit und Lage des Körpers *vor* Beginn der Navigation abhängig (s.o.).

Zu beachten ist bei der Beschleunigungsmessung, dass sich diese aus der Schwerebeschleunigung und der kinematischen Beschleunigung zusammensetzt. Dem Beschleunigungsmesser ist es nicht möglich, diese beiden Größen voneinander zu trennen. Da für die Bestimmung der instantanen Geschwindigkeit und der Position aber nur die kinematische Beschleunigung von Bedeutung ist, muss der gemessene Beschleunigungsvektor (die *spezifische Kraft*) um die Schwerebeschleunigung korrigiert werden.

Ein inertiales Navigationssystem (INS) besteht somit aus mindestens drei Beschleunigungsmessern und drei Drehratensensoren (allgemein *inertial measurement units* (IMU)), einer gemeinsamen Plattform für die Sensoren und dessen stabilisierende Elemente (s.u.) sowie einem Navigationscomputer, der die notwendigen Transformationen und Integrationen durchführt.

Im Folgenden werden die grundlegenden Technologien der inertialen Sensoren vorgestellt sowie ihre charakteristischen Fehlergrößen erläutert.

2.3.1 Beschleunigungsmesser

Die Messung der Beschleunigung läßt sich in der Regel auf die Reaktion einer Probenmasse auf Beschleunigung zurückführen. Dabei werden vornehmlich zwei Effekte

ausgenutzt:

- Auslenkung aus der Nullpunktlage
- Veränderung der Resonanzfrequenz

Im ersten Fall wird durch die Beschleunigung eine Probemasse gegen eine Rückstellkraft (z.B. Feder) ausgelenkt. Die Größe der Auslenkung ist dabei ein Maß für die Beschleunigung. Die Probemasse wird dabei in heutigen Systemen zumeist an einem Punkt aufgehängt, so dass sich ein Pendel ergibt. Da dieses nur für kleine Auslenkungen lineares Verhalten aufweist, wird das Pendel über einen geschlossenen Regelkreis mittels eines Stellmotors wieder in die Ausgangslage gebracht, so dass ein Kräftegleichgewicht herrscht (*force rebalanced*). Die Höhe der Stellkraft ist somit ein Maß für die auf das System wirkende Beschleunigung. Beschleunigungsmesser dieser Arbeitsweise erreichen eine hohe Genauigkeit und Linearität, sind aber prinzipbedingt nur eingeschränkt miniaturisierbar.

Einen hohen Grad an Integrationsdichte erreicht man dagegen bei Verwendung von mikromechanischen Elementen. Die Auslenkung eines Silizium-Pendels kann dabei z.B. kapazitiv erfasst werden (Abbildung 2.6).

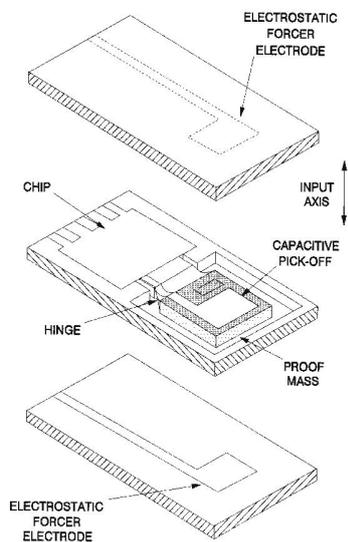


Abbildung 2.6: MEMS Pendel-Beschleunigungsmesser [TW97]

Eine weitere Sensorfamilie bestimmt die Beschleunigung durch Veränderungen der Schwingungsfrequenz - analog einer Gitarrensaite, bei der durch Spannung der Saite

die Wellenlänge der sich ausbildenden Stehwelle verändert wird. Die Frequenz der ersten Grundwelle berechnet sich dabei nach [Jek01, HMS89] zu

$$f = \frac{1}{2l} \sqrt{\frac{\mathbf{F}}{\rho A}} \quad (2.8)$$

mit f Frequenz der schwingenden Saite
 l Länge der Saite
 \mathbf{F} Kraft, mit der die Saite gespannt ist
 ρ die Dichte des Saitenmaterials
 A der Querschnitt der Saite

Wird das System gemäß Abbildung 2.7 aufgebaut, so ergibt sich die Beschleunigung des Systems durch Messung der Frequenzdifferenz aus beiden schwingenden Elementen, da durch die wirkenden Kräfte die eine Saite durch die Probemasse gespannt wird, während die Zweite durch sie entlastet wird. Aus Gleichung 2.8 folgt somit mit der Materialeigenschaft $\mu = \rho A$ bzw. der Masse $m_s = \mu l$ der einzelnen Saite bei einer Beschleunigung von a und einer Grundfrequenz von $f_0 \approx \frac{f_1 + f_2}{2}$:

$$\begin{aligned} \mu(2lf_1)^2 &= F_0 + ma \\ \mu(2lf_2)^2 &= F_0 - ma \\ \rightarrow a &= \frac{4m_s l (f_1^2 - f_2^2)}{2m} \\ &= \frac{4m_s l}{m} \frac{(f_1 + f_2)(f_1 - f_2)}{2} \\ &\approx \frac{4m_s l}{m} f_0 \Delta f \end{aligned}$$

Neben der einfacheren Bestimmung der Frequenzdifferenz bietet dieser Aufbau den Vorteil, dass sich mechanische und temperaturbedingte Fehler weitestgehend auslöschen. Im Gegensatz zu den o.g. Messverfahren wirkt hier kein geschlossener Regelkreis, so dass höhere Anforderungen an die Stabilität des Skalenfaktors $\frac{4m_s l}{m} f_0$ gestellt werden.

Praktische Ausführungen werden z.B. monolithisch auf Siliziumbasis aufgebaut. Der Resonator besteht dabei aus thermisch und mechanisch sehr stabilem Siliziumquartz, auf den die Kraft durch ein Siliziumpendel wirkt.

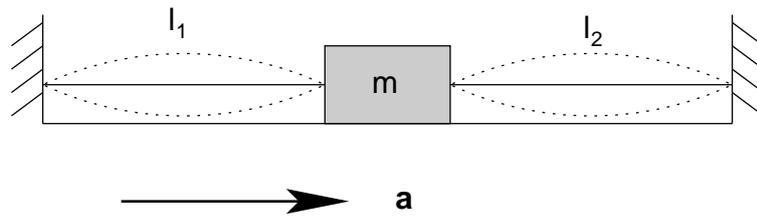


Abbildung 2.7: Beschleunigungsmessung mit schwingenden Saiten

Neben den genannten gibt es weitere verschiedene physikalische Effekte, die zur Bestimmung der Beschleunigung verwendbar sind. Einen Überblick über weitere Techniken gibt z.B. [TW97].

Die folgende Tabelle 2.3 vergleicht die derzeit gebräuchlichsten Techniken hinsichtlich ihrer Fehlercharakteristiken.

Charakteristik	Kräftependel	Vibration einer optischen Faser	Vibration eines Quarzes (Piezo)	Silizium
Skalenbereich [g]	± 100	± 20	± 200	± 100
Skalenfaktor-Stabilität [%]	0.1	0.001	0.01	0.5-2
Linearitätsfehler [% full scale]	0.05	0.05	0.05	0.1-0.4
Bias [mg]	0.1-10	1	0.1-1	< 25
Eingangsschwellwert [μg]	10	1	< 10	1-10
Bandbreite [Hz]	400	100	400	400

Tabelle 2.3: Gebräuchliche Verfahren zur Beschleunigungsmessung und deren Fehlercharakteristika [TW97]

2.3.2 Drehraten-Sensoren

Mechanische Kreisel

Mechanische Kreisel basieren auf einer schnell rotierenden Masse. Ihr Drehmoment definiert eine Richtung im Inertialraum. Je nach Anzahl der möglichen Rotationsachsen unterscheidet man zwischen Kreiseln mit einem oder zwei Freiheitsgraden (Englisch: SDF *single degree of freedom* bzw. TDF *two degree of freedom*). Abbildung 2.8 zeigt den prinzipiellen Aufbau eines Kreisels mit einem Freiheitsgrad.

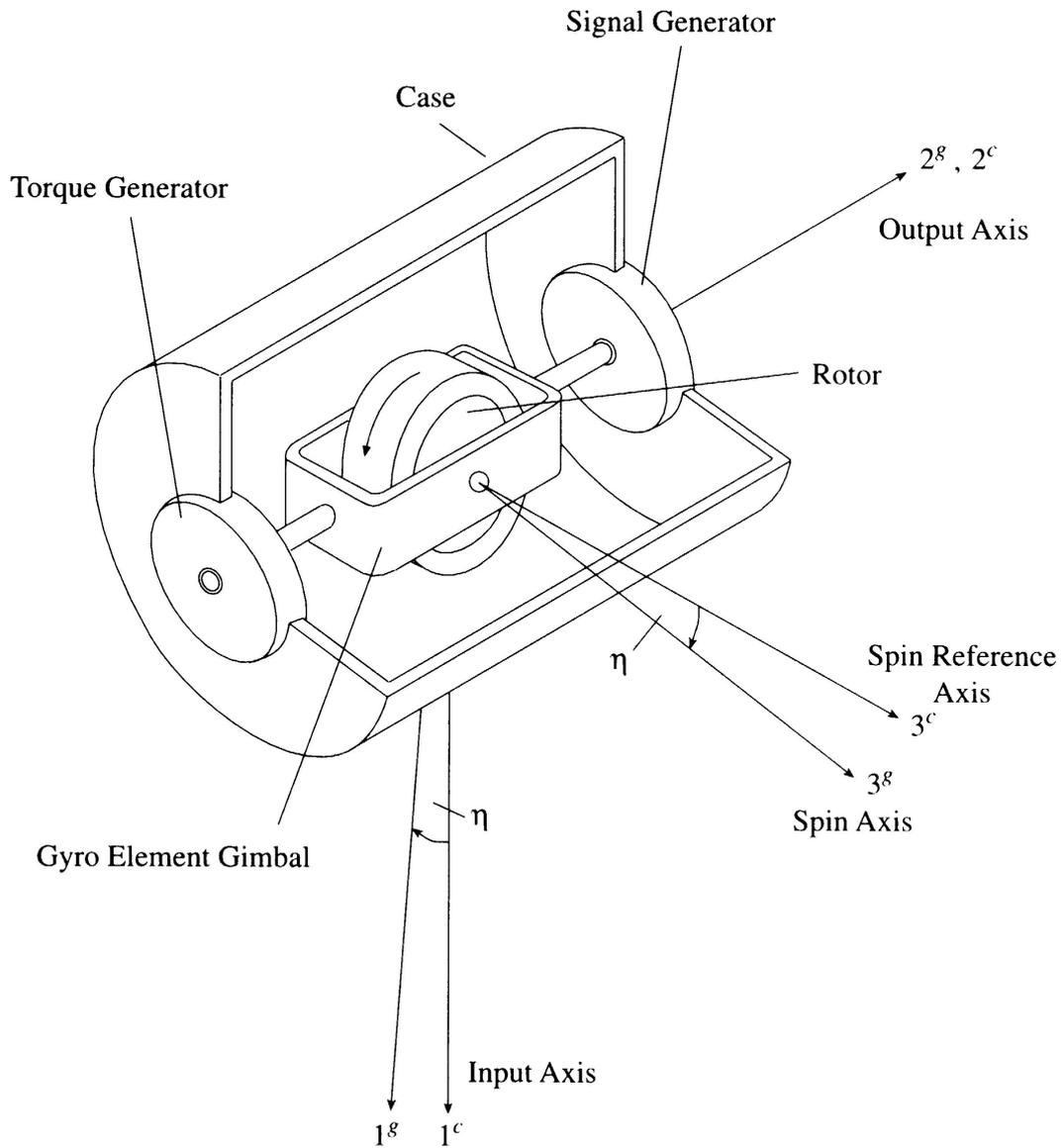


Abbildung 2.8: Prinzipieller Aufbau einer mechanischen Kreisels mit einem Freiheitsgrad [Jek01].

Bezüglich der Aufhängung der rotierenden Elemente unterscheidet man zwischen kardanischer und elektrostatischer Aufhängung. Bei elektrostatischer oder elektromagnetischer Aufhängung können aufgrund der minimalen Wechselwirkung zwischen Rotor und Gehäuse Driftraten in der Größenordnung von $0.0001^\circ/\text{h}$ erreicht werden. Da das System drei Freiheitsgrade aufweist, kann die Rotationsachse allerdings nicht durch Stellmotoren beeinflusst werden; Drehungen der Rotationsachse gegenüber dem Gehäuse werden optisch oder elektrisch abgelesen. Sie werden daher bevorzugt für sog. *Strapdown* Systeme verwendet (s. 2.3.4).

Mechanische Kreisel mit kardanischer Aufhängung werden sowohl als stabilisierende Elemente für raum- oder horizontalstabilisierte Navigationssysteme als auch als Rotationssensor für Strapdown Systeme verwendet.

Der Fehler mechanischer Kreisel läßt sich prinzipiell beschreiben durch

$$\delta\omega = \delta\omega_d + \kappa_\omega \omega_1^c + v_\omega \quad (2.9)$$

mit

$\delta\omega_d$ Drift

κ_ω Skalenfaktor-Fehler

ω_1^c Rotation um die Sensorachse in Bezug auf das Inertialsystem

v_ω weisses Rauschen

Der Skalenfaktor selbst kann sich aus linearen und nicht-linearen Komponenten (nicht-linear in Bezug auf die Winkelgeschwindigkeit) zusammensetzen.

Optische Kreisel

In Gegensatz zu mechanischen Kreiseln, die auf den Newtonschen Gesetzen basieren, machen sich optische Kreisel einen vollkommen anderen Effekt zunutze - den Sagnac-Effekt [Sag13]. Der Sagnac-Effekt beruht auf Phasendifferenzen von zwei gegenläufigen, ebenen optischen Pfaden unter Einfluss von Rotation. Bei Rotation um die den optischen Pfad bestimmende Flächennormale wird ein Pfad scheinbar verlängert,

während er für den gegenläufigen Lichtstrahl entsprechend verkürzt wird. Bei Annahme einer Kreisbahn mit Radius R für den optischen Pfad ergibt sich für die gegensätzlichen Lichtstrahlen eine Laufzeit für eine Umrundung von

$$t_1 = \frac{2\pi R + \Delta L}{c} \quad (2.10)$$

$$t_2 = \frac{2\pi R - \Delta L}{c} \quad (2.11)$$

ΔL ist dabei ein Funktion der Winkelgeschwindigkeit ω :

$$\Delta L = R\omega t_1 \quad (2.12)$$

Die unterschiedliche Laufzeit kann unter Annahme einer invarianten Weglänge auch als ein Unterschied der Ausbreitungsgeschwindigkeit interpretiert werden. Dieser Unterschied beträgt nach 2.11

$$\Delta t = t_1 - t_2 = 2\pi R \left\{ \frac{1}{c - \omega R} - \frac{1}{c + \omega R} \right\} \quad (2.13)$$

$$= \frac{4\pi R^2 \omega}{c^2} \mid R^2 \omega^2 \ll c^2 \quad (2.14)$$

Multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit ergibt sich die Wegdifferenz. Sie ist gem. Gleichung 2.17 direkt von der durch den Lichtpfad eingeschlossenen Fläche $A = \pi R^2$ abhängig.

$$\Delta L = \Delta t c \quad (2.15)$$

$$= \frac{4\pi R^2 \omega}{c} \quad (2.16)$$

$$= \frac{4A\omega}{c} \quad (2.17)$$

Werden beide Strahlen an einem Punkt ausgekoppelt und zusammengeführt, ergibt sich aufgrund der unterschiedlichen Weglänge ein Beugungsmuster durch Interferenz. Die Anzahl der Interferenzstreifen bzw. deren Abstand ist ein direktes Maß für die Rotationsgeschwindigkeit. Die Empfindlichkeit des Sensors ist gem. Gleichung 2.17 von der eingeschlossenen Fläche A abhängig. Diese bestimmt daher als limitierender Faktor

das Maß der Miniaturisierung des optischen Rotationssensors. Die Pfaddifferenz $\frac{4A\omega}{c}$ ist dabei unabhängig von der Position der Rotationsachse [TW97]. Die Beobachtung der Wegdifferenz durch einen Beobachter im rotierenden System ist also ein direktes Maß für die absolute Rotation dieses (Referenz-)Systems. Die im Folgenden beschriebenen optischen Rotationssensoren beruhen alle auf dem o.g. Prinzip der optischen Wegdifferenz in einem Interferometer. Die Unterschiede liegen überwiegend in der Lichtquelle und der Technik, wie diese Wegdifferenz beobachtet wird.

Ringlaser-Kreisel Beim Ringlaser-Kreisel (RLG) wird der für den Laser benötigte optische Oszillator in der Regel über drei Spiegel als geschlossener Resonator ausgelegt. Einer der Spiegel ist dabei halbdurchlässig, um die gegenläufig laufenden Strahlen auszukoppeln. Ein weiterer Spiegel ist z.B. durch einen Piezo-Kristall variabel gelagert, um temperaturbedingte Schwankungen in der Umlauflänge auszugleichen. Resonanz entsteht dabei bei positiver Überlagerung der umlaufenden Wellen, die bei einer Weglänge von $n\lambda$ auftritt. Im statischen Fall haben somit beide umlaufenden Wellen die selbe Frequenz. Bei Rotation verändert sich jedoch die Länge des Resonators, wodurch sich eine Verschiebung der Frequenz ergibt. Werden beide Strahlen an einem Punkt durch den halbdurchlässigen Spiegel ausgekoppelt und überlagert, ergibt sich ein Beugungsmuster, welches mittels einen Photosensors diskretisiert wird.

Bei nur geringer Rotation kommt es durch einen dem Übersprechen bei elektrischen Oszillatoren ähnlichen Effekt zu einer Kopplung der gegenläufigen Laser, was zu einer Synchronisation führen kann. Dieser sog. *Lock-In* - Effekt führt dazu, dass der Sensor bei geringen Rotationsraten kein Ausgangssignal mehr erzeugt. Während beim elektrischen Oszillator überkoppelnde, parasitäre Felder diesen Effekt erzeugen, geschieht dies beim Ringlaser durch Rückstreuung des einen Lasers in den Strahlengang des anderen. Durch ein gutes Design kann dieser Effekt minimiert, aber nicht ganz vermieden werden. Um dennoch auch bei geringen Rotationsraten ein zuverlässiges Signal zu erhalten, überlagert man das Eingangssignal mit einer künstlich erzeugten, mechanischen Oszillation hoher Frequenz aber geringer Amplitude. Dadurch befindet sich der Sensor immer nur kurze Zeit in der Lock-in Zone [TW97, ES89].

Das Fehlerverhalten von Ringlaser-Kreiseln wird überwiegend durch drei Fehlerquellen bestimmt:

- Nichtlinearität aufgrund des Lock-in Effektes

- Nullpunktfehler
- Skalenfaktorfehler durch optische Effekte

Das Sensorsignal $\tilde{\omega}_x$ lässt sich dabei wie folgt ausdrücken:

$$\tilde{\omega}_x = (1 + S_x)\omega_x + M_y\omega_y + M_z\omega_z + B_x + n_x \quad (2.18)$$

mit $\omega_{x,y,z}$ Drehrate in x,y,z-Richtung
 S_x Skalenfaktorfehler
 M_y, M_z Fehllage der optischen Ebene in Bezug auf die Eingangsachse
 B_x Nullpunktfehler (Bias)
 n_x Rauschen

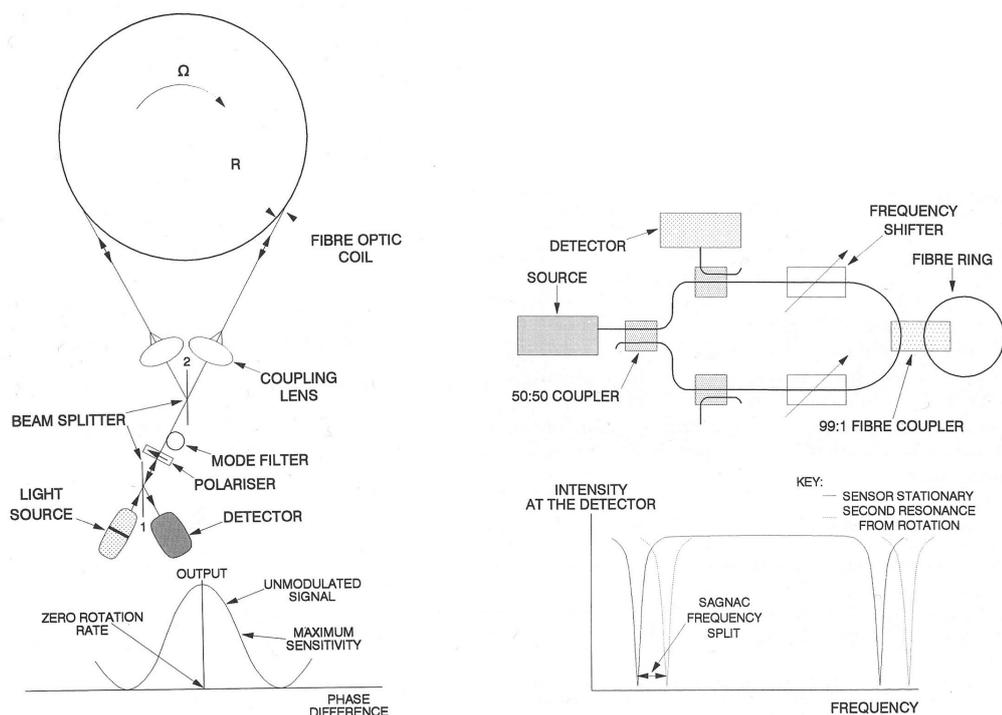


Abbildung 2.9: Klassifikation von faseroptischen Kreislern [TW97, Hot96]: (a) Interferometrische faseroptische Kreisel [I-FOG] (b) Resonatorfaseroptische Kreisel [R-FOG]

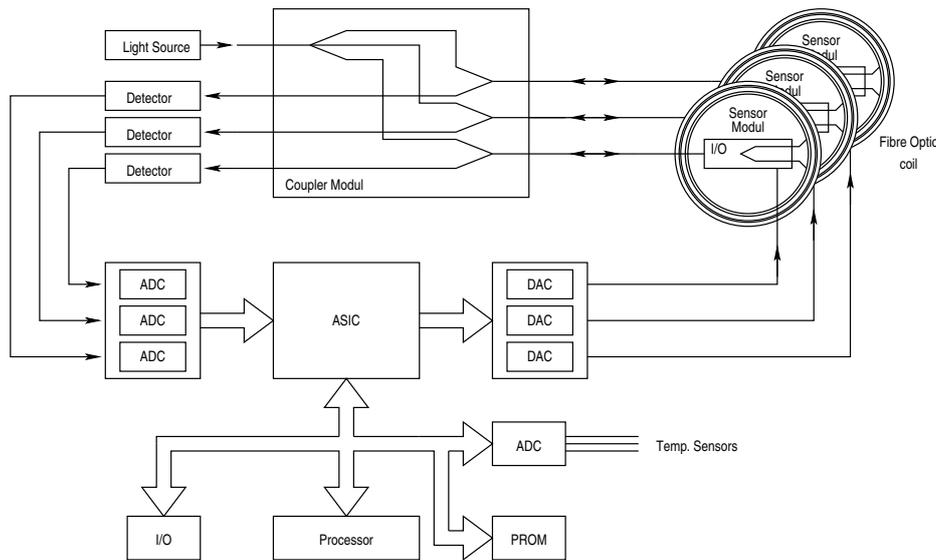


Abbildung 2.10: FOG-Triaden nutzen eine einzige optische Quelle. Optische Koppler und Detektoren sind monolithisch integriert.

Optische Faserkreisel Im einfachsten Fall eines optischen Kreisels erzeugt man einen Lichtstrahl aus einer Quelle und schickt ihn durch einen Splitter in unterschiedliche Richtung in einen geschlossenen optischen Leiter. Durch Rotation wird dabei aufgrund der (scheinbaren) Wegdifferenz ΔL ein Phasenunterschied $\Delta\Phi = 2\pi \frac{\Delta L}{\lambda}$ zwischen beiden Lichtstrahlen erzeugt.

Nach Gleichung 2.17 ergibt sich damit in Abhängigkeit der Rotation:

$$\Delta\Phi = \frac{8\pi A\Omega}{c\lambda} \quad (2.19)$$

Umlaufen die Lichtstrahlen nicht einmal, sondern n -mal, so ergibt sich - unter Berücksichtigung der Faserlänge $L = 2\pi Rn$ ein Phasenunterschied von

$$\Delta\Phi = \frac{4\pi RL\Omega}{c\lambda} \quad (2.20)$$

Diese (lineare) Phasendifferenz erzeugt ein über die Rotationsrate kosinusförmiges Intensitätsmuster (Interferenzmuster), mit dem Maximum bei der Nullphase (keine Rotation). Aufgrund der geringen Steigung der Kosinusfunktion im Nullpunkt ist diese Anordnung bei geringen Rotationen nicht sehr empfindlich. Um die Sensitivität und den Linearitätsbereich zu steigern, kann der faseroptische Kresel auch in einer ge-

schlossenen Regelschleife betrieben werden, bei dem das Lichtsignal z.B. durch einen Piezokristall derart moduliert wird, dass die Phasendifferenz im Bereich maximaler Sensitivität gehalten wird.

Bauartbedingt sind faseroptische Kreisel einem stärkeren Temperatureinfluss unterworfen als Ringlaser-Kreisel (z.B. durch temperaturbedingte Längenausdehnung der Faser, Ausdehnung der Spule, Variation der Lichtquelle). Ebenso können starke Beschleunigungen oder Vibrationen zu einer Verformung der Wicklung und somit zu Messfehlern führen. Die enge Wicklung der Faser kann zudem die Ausbildung mehrerer Moden in der Faser begünstigen.

Neben den o.g. faseroptischen Kreiseln (englisch: *fiber optical gyroscope, FOG*) gibt es andere Typen, von denen vor allem der Resonator-FOG (R-FOG) und der Brillouin-FOG (B-FOG) vielversprechende Leistungsdaten aufweisen. Beide arbeiten mit kohärentem Laser, wodurch sich eine höhere Phasenstabilität als bei superlumineszenten Leuchtdioden (SLDs) ergibt [Hot96].

Für R-FOG's genügt eine 10m lange Windung, um Ansprüchen im Bereich der Fluganwendung zu genügen. Dies bedeutet vor allem einen geringeren Einfluss von temperatur- und beschleunigungsabhängigen Fehlern (s.o.).

Derzeit werden Anstrengungen unternommen, die für die Messung aller Freiheitsgrade einer inertialen Messeinheit (IMU) notwendigen Achsen auf einem einzigen Chip zu integrieren (Abb. 2.10). Die Tabelle 2.3.2 versucht mögliche zukünftige Entwicklungen in diesem Bereich aufzuzeigen [LÖ1].

Kurzfristig 2005	Mittelfristig 2007	Zukünftig 2010-15
<ul style="list-style-type: none"> • Integrated semiconductor & polymeric optoelectronic components • Optimized manufacturing process for I-FOG 	<ul style="list-style-type: none"> • Miniature integrated chip components • Highly reliable miniature (3-axis) I-FOG • Integrated photonic subsystems 	<ul style="list-style-type: none"> • Demonstration of miniature R-FOG • Highly reliable inertial measurement unit (IMU) on chip
> 3000 € pro Sensor	1000 € pro Sensor	100 - 500 € pro Sensor

Tabelle 2.4: Voraussichtliche Entwicklung der IMU-Technologie

Mechanisch-elektrische Mikrosensoren (MEMS)

Eine weitere Methode zur Bestimmung von inertialen Rotationen besteht aufgrund der Corioliskräfte. Wird eine oszillierende Probe-Masse orthogonal zur Schwingungsachse in Rotation versetzt, so entstehen Corioliskräfte, die das Schwingungsverhalten der Masse beeinflussen. Gyroskope dieser Technologie erlauben eine enorme Miniaturisierung, da die oszillierenden Elemente mit herkömmlichen Fertigungsmethoden im Substrat mit eingebettet werden können. Die Oszillation wird dabei z.B. durch den piezo-elektrischen Effekt erzeugt. Die Schwingung (bzw. den Einfluss der externen Rotation auf das Schwingverhalten) kann kapazitiv abgenommen werden. Man spricht hier von sog. mechanisch-elektrischen Mikrosensoren. Die Entwicklung dieser Sensoren geht zügig voran, jedoch erreichen sie bisher kaum die Leistungsfähigkeit faser-optischer Kreisel.

Tabelle 2.5 zeigt in einer Übersicht eine Auswahl verschiedener Hersteller, das zugrundeliegende Konzept sowie die erreichbare Leistung.

Weitere Gyroskope

Neben den oben genannten, am weitesten verbreiteten Rotationssensoren finden sich noch zahlreiche andere Technologien wie z.B. die Kernspinresonanz (NMR) Sensoren. [TW97] beschreibt kurz diese verschiedenen Technologien, die aber in der Navigation praktisch keine Anwendung finden. Eine sehr neue Technologie, die die gleichzeitige Erfassung von Drehraten und Beschleunigungen erlaubt, wird im Kapitel 2.3.3 vorgestellt. Welchen Nutzen sie für die Navigation haben wird, ist derzeit noch nicht abzusehen.

Vergleich der Technologien

Das wesentliche Unterscheidungsmerkmal für Drehratensensoren ist die Drift. Ihr Einfluss auf den Positionsfehler zeigt Abbildung 2.11. Sie bestimmt im Wesentlichen die Auswahl einer Technologie für einen bestimmten Anforderungsfall.

Tabelle 2.6 vergleicht die wesentlichen Technologien hinsichtlich der physikalischen Effekte sowie der derzeit erreichbaren Leistungsfähigkeit miteinander. Einen vorsichtigen Ausblick auf die zukünftige Entwicklung der Technologien zeigt Abbildung 2.12.

Manufacturer	GFC	HSG	SAGEM	CSDL	Litton
Concept	Vibrating cylinder	Vibrating disk	Vibrating disk	Vibrating disk	Wineglass
Model	START	MARS-RR			HRG/58
Material		Silicon	Single-crystal silicon		Fused quartz
Weight / Size		6*6 mm	< 10cm ³	< 0.6mm	544 gm
Dyn. Range		> 220°/s	36000°/s		> 400°/s
Bandwidth	50Hz				100 Hz
Resolution					
Bias	2°/s ¹ 0.5°/s ³	0.02°/s	0.1°/s	0.01°/s ⁶	0.002°/h ⁵
Noise / random walk		0.3°/√h			0.001°/√h
Scalefactor error	0.25% ⁴	< 0.5%	< 0.1%		30ppm < 0.1ppm/K
Manufacturer	Murata	Systron Donner	SAGEM	BASE	Bosch
Concept	Triangular bar	Tuning fork	Double tuning fork	Vibrating ring	Vibrating cylinder
Model	ENV-05	QRS	Quapason		VDC
Material	Metallic	Quartz			
Weight / Size	40 gm / 47*40*23 mm	113 gm / 57*48*23 mm		10*10 mm	
Dyn. Range	90°/s	5 – 1000°/s	> 10000°/s		50°/s
Bandwidth	7Hz	> 100Hz	100Hz ³	> 30Hz	> 30Hz
Resolution	0.01°/s	< 0.002°/s			
Bias		0.005°/s/K	0.06°/s ¹	0.5°/s ³ 0.5°/s ¹	0.05°/s
Noise / random walk			0.03°/√h	0.15°/s	
Scalefactor error	< 0.5% ⁴	0.05%/K	0.06% ² 2%	< 2% ¹	0.30%

Tabelle 2.5: Leistungsdaten mechanisch-elektrischer Kreisel [L01] ¹⁾ Über -40 – +50°C ²⁾ Temperaturstabilisiert ³⁾ Closed Loop ⁴⁾ Full scale ⁵⁾ winkelabhängig ⁶⁾ kurzzeitig

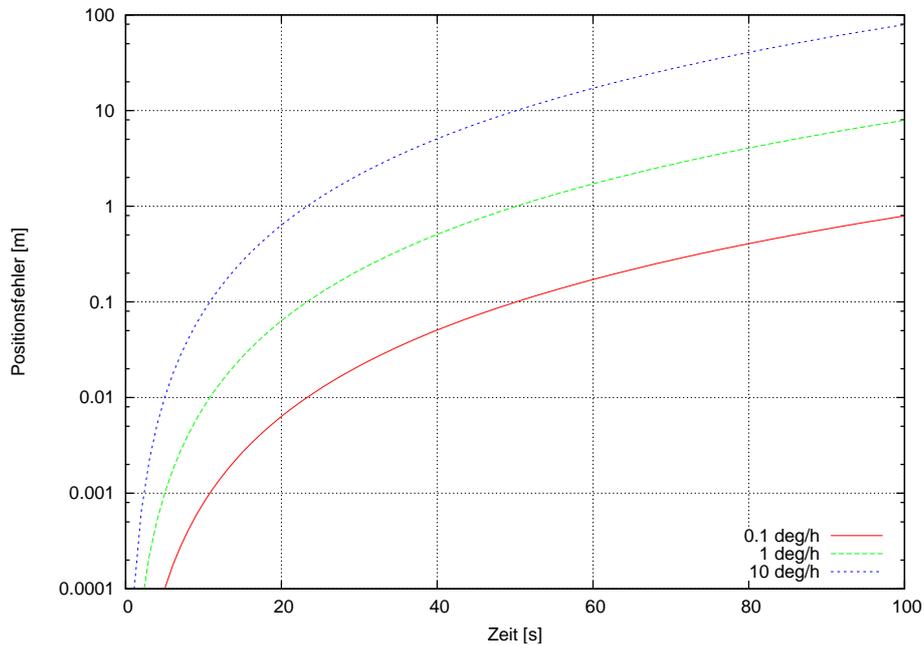


Abbildung 2.11: Einfluss der (unkompensierten) Drift auf den Positionsfehler

Danach ist von fiberoptischen Kreiseln und MEMS-Drehratensensoren in Zukunft die größte Leistungssteigerung zu erwarten.

2.3.3 Atominterferometrie

Die Atominterferometrie weist - nach dem prinzipiellen Nachweis 1991 [CM91] - eine hohe Empfindlichkeit gegenüber Rotation [GBK97] und Beschleunigung [MFF⁺02] auf. Ihr Grundprinzip zeigt Abbildung 2.13. Die Aufteilung/Vereinigung und Umlenkung der Teilchenstrahlen wird dabei entweder herkömmlich mittels Beugung am Spalt erzeugt oder optisch mittels Raman-Laser (Abbildung 2.14).

Neueste Entwicklungen erlauben die Erfassung aller sechs Freiheitsgrade in einem einzigen Aufbau [CLH⁺06]. Abbildung 2.15 zeigt das Prinzip des 6-Achsen Inertialsensors. Auch „mobile“ Sensoren sind derzeit in Entwicklung [RMJE03] (Abbildung 2.16)

Die Empfindlichkeit dieser Technologie liegt bei $6.4 \cdot 10^{-6} m/s^2$ für Beschleunigungen und $1.4 \cdot 10^{-7} rad/s$ für Rotationen bei 10 minütiger Mittelung [CLH⁺06]. Laborgeräte

Eigenschaft	RLG	FOG	MEMS
Physikalischer Effekt	Sagnac Effekt	Sagnac Effekt	Coriolis Kraft
g-unabhängiger Bias [$^{\circ}/h$]	0.001 – 10	< 0.5 – 50	10 – 1800
g-abhängiger Bias [$^{\circ}/h/g$]	0	< 1	10 - 180
Nichtlinearität des Skalenfaktors [%]	5 - 100	0.05 - 0.5	0.2 - 0.3
max. Drehrate [$^{\circ}/s$]	> 1000	> 1000	> 1000
Stoß Resistenz	gut	gut	> 25000g

Tabelle 2.6: Eigenschaften verschiedener Verfahren zur Drehratenmessung [LÖ1]

der Universität Stanford erreichen dabei Bias-Stabilitäten des Gyroskops von $< 60 * 10^{-6} \text{ }^{\circ}/h$ [Han06].

2.3.4 Mechanisierung von Inertialsystemen

Je nach Art der Plattform und der verwendeten Sensorelemente unterscheidet man unterschiedliche Mechanisierungen. Im Folgenden werden die wichtigsten kurz vorgestellt. Eine weiterführende Diskussion soll für die für die vorliegende Arbeit wesentliche “analytische Plattform” geführt werden. Bei den anderen Mechanisierungen sei auf die Fachliteratur verwiesen. [TW97, Jek01]

Raumstabilisierte Plattform

Bei der stabilisierten Plattform befinden sich die Beschleunigungsmesser auf einer Plattform, die durch kardanische Aufhängung weitestgehend von der Bewegung des Körpers entkoppelt ist. Schnell rotierende Kreisel erzeugen dabei bei Rotation des Rahmens aufgrund ihrer Trägheit Kräfte auf die Aufhängung, die elektronisch abgegriffen werden und Servomotoren antreiben, die der Rotation entgegenwirken. Damit bleibt die Plattform von der äußeren Rotation entkoppelt. Der Vorteil dieser Anordnung ist die nahezu vollständige Entkopplung des Systems von den Fehlern der

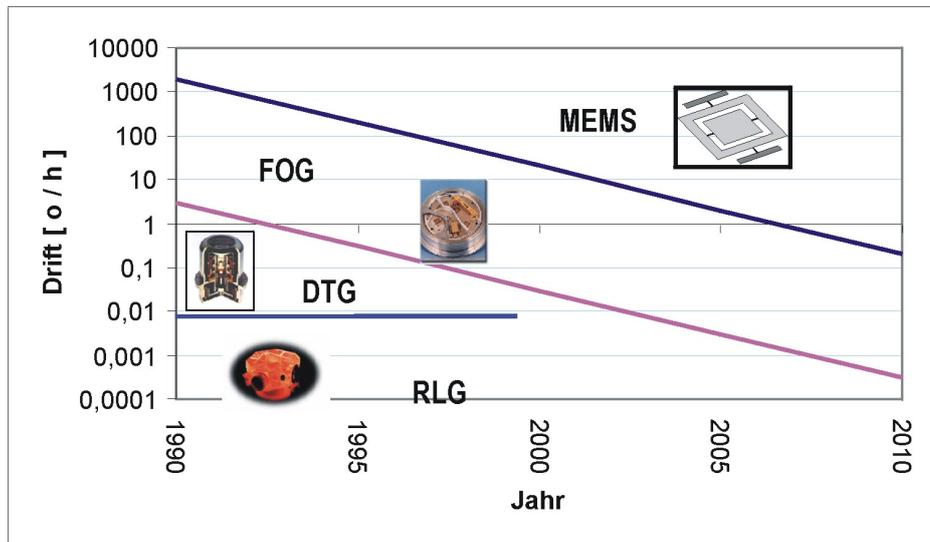


Abbildung 2.12: Entwicklung von Drehratensensoren

Drehratensensoren sowie von Fehlern durch Zentrifugalkräfte aufgrund eines Hebelarms zwischen dem Zentrum der Rotationssensoren und Beschleunigungssensoren. Andererseits ändert sich mit der Zeit die Lage der Anordnung im Verhältnis zum Gravitationsvektor, was zur Folge hat, dass sich aufgrund von Linearitätsfehlern der Beschleunigungsmesser Variationen in deren Skalenfaktorfehler und damit ebenso im Driftfehler der Lagewinkel ergeben.

Lokal stabilisierte Plattform

Im Gegensatz zur raumstabilisierten Plattform regelt die lokal stabilisierte Plattform eine konstante Lage senkrecht zum lokalen Schwerevektor ein. Wird eine weitere Achse in Nordrichtung stabilisiert, erfolgt die Messung der Beschleunigungen direkt im Navigationssystem, so dass sie nach der Korrektur von Coriolis- und Gravitationskräften direkt integriert werden können und somit Position und Geschwindigkeit im Navigationssystem ergeben. Alternativ spricht man vom Wanderazimuth, wenn die horizontalen Beschleunigungsmesser keinen konstanten Azimuth aufweisen.

Für die lokale Stabilisierung muss die Plattform durch geeignete Motoren, die die Erdrotation sowie die Geschwindigkeit der Plattform relativ zur Erdoberfläche berücksichtigen,

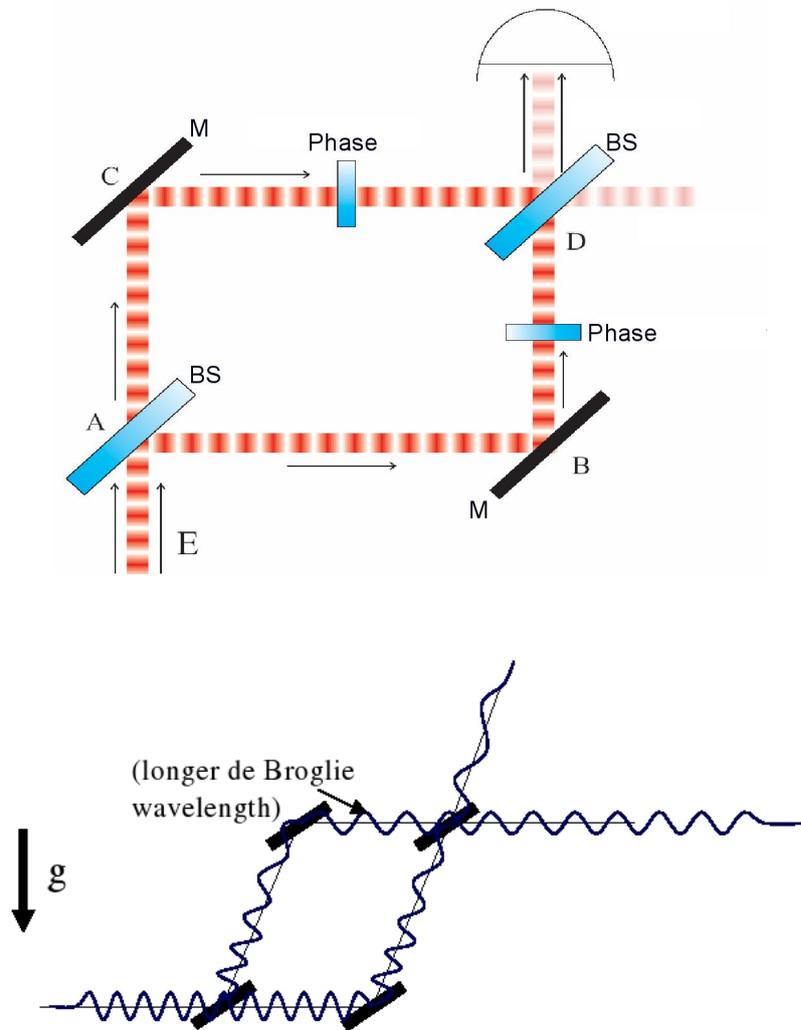


Abbildung 2.13: Prinzip der (Atom-) Interferometrie. Ein kohärenter Strahl wird in zwei Pfade aufgeteilt. Auf beiden Pfaden ereilt der Strahl eventuell eine unterschiedliche Phasendrehung (z.B. durch Rotation um die Hochachse; s. Sagnac-Effekt) und erzeugt somit ein charakteristisches Interferenzmuster am Detektor. Bei Teilchenstrahlung hat auch eine Beschleunigung Einfluss auf die Energie des Wellenpakets (unten). [Kas06, Til05]

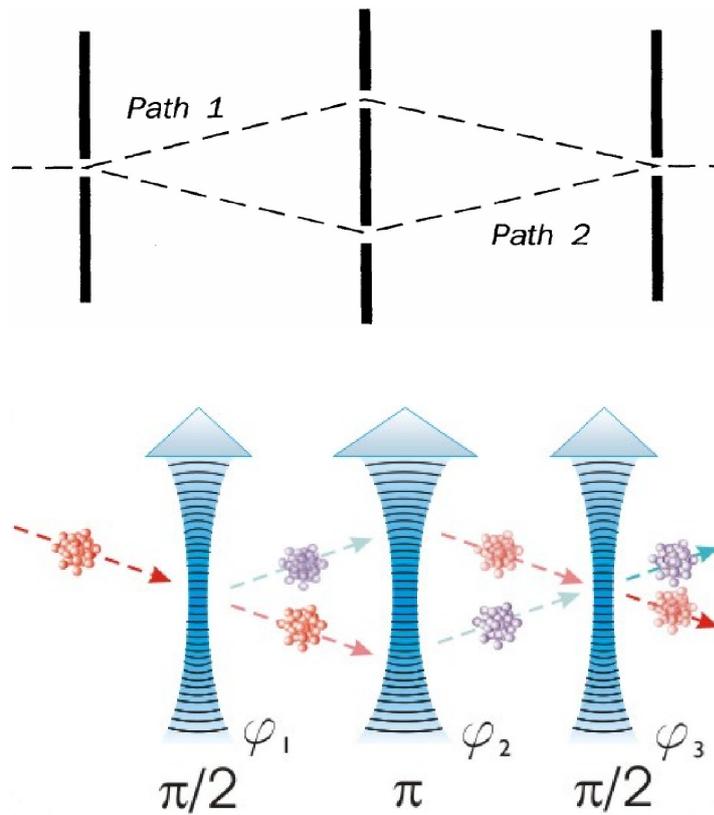


Abbildung 2.14: Die Aufteilung kann entweder mechanisch durch Beugung am Spalt entstehen (oben) oder durch Wechselwirkung mit einem Raman-Laser (unten). [Kas06, Til05]

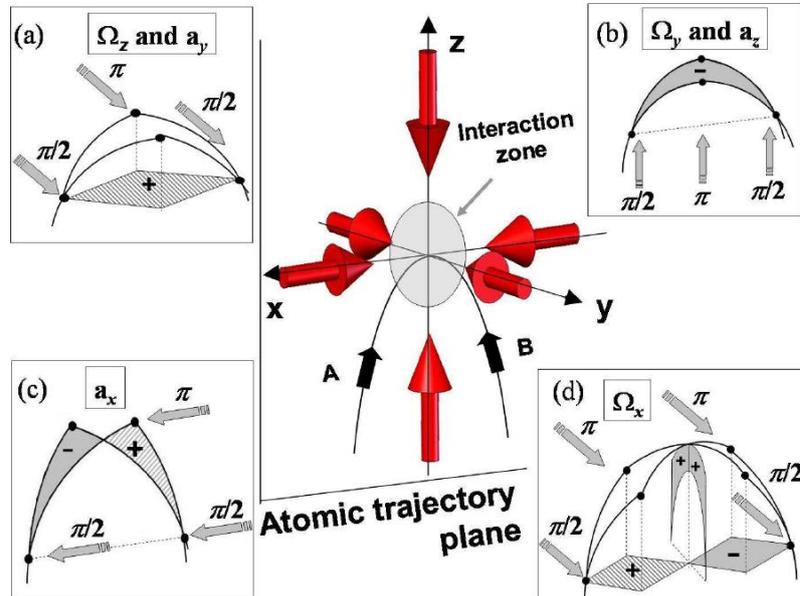


Abbildung 2.15: Prinzip des 6-Achsen Inertialsensors. Der Teilchenstrahl wird auf einer parabolischen Trajektorie erzeugt (A,B). Im Scheitelpunkt wechselwirkt er mit dem Raman Laser (rote Pfeile). Vier verschiedene Konfigurationen (a bis d) der Raman Laser Pulse erzeugen Messwerte für drei Rotationen und drei Beschleunigungen. Mit drei horizontalen oder vertikalen Raman-Pulsen wird die Interferenz in der Horizontalebene (a) oder Vertikalebene (b,c) erzeugt. Eine Sequenz mit vier Pulsen (*butterfly sequence*) erzeugt die Interferenz in der Vertikalebene senkrecht zur Ebene des Teilchenstrahls und ermöglicht so die Messung der Rotation um die x-Achse (d). (Aus [CLH⁺06])



Abbildung 2.16: Modell eines mobilen Cold Atom Sagnac Interferometers (CASI) (Aus [RMJE03])

- festschnallen). Anhand der Kreismesser wird die Drehrate jeder einzelnen Achse bestimmt. Durch Aufintegration der Lageänderung erfolgt die Lagebestimmung somit *analytisch*. Die in diesem fahrzeugfesten System (englisch: *body system*) gemessenen Beschleunigungen werden dann in das Referenzsystem transformiert und dort für die Positionsbestimmung zweifach integriert:

$$\mathbf{a}^a = C_b^a \mathbf{a}^b$$

mit C_b^a einer Orthogonaltransformation vom körperfesten b-System in ein arbiträres Referenz-System a. Das Referenzsystem kann dabei z.B das Inertial-System (i) - analog der raumstabilisierten Plattform - oder auch das Navigationssystem (n) - analog der lokal stabilisierten Plattform - sein. Die in dieser Arbeit benutzten und entwickelten Algorithmen arbeiten durchweg im Inertialsystem als Referenzsystem für die doppelte Integration der Beschleunigungen, während die Sensorkopplung im Navigationssystem gerechnet wird.

Im Rahmen der in dieser Arbeit beschriebenen Projekte wurden zwei verschiedene inertielle Systeme unterschiedlicher Genauigkeitsklasse verwendet. Je nach Ausstattung des Systems mit Navigationsrechner unterscheidet man zwischen einer inertialen Messeinheit (*inertial measurement unit, IMU*) und einem inertialen Navigationssystem (*inertial navigation system, INS*).

Das Litton LN-200 (Abbildung 2.19, links) ist eine inertielle Messeinheit mittlerer Genauigkeit mit sechs Freiheitsgraden, bestehend aus jeweils drei orthogonal angeordneten optischen Faserkreisel (s. Kapitel 2.3.2) und drei rückgekoppelten mechanischen Pendelbeschleunigungsmessern in MEMS-Technologie (Kapitel 2.3.1).

Das Sigma30 der Firma SAGEM (Abbildung 2.19, rechts) ist dagegen ein hochgenaues inertiales Navigationssystem, welches drei orthogonale Ringlaserkreisel zur Bestimmung der Rotationsraten verwendet (Kapitel 2.3.2)).

Vergleich von Drei-Achs-Systemen gegenüber Einachsigen Systemen

Speziell für den Einsatz bei schienengebundenen Fahrzeugen sind drei verschiedene Ansätze für Navigationssysteme denkbar. Aufgrund der Bewegung mit nur drei Freiheitsgraden (Rotation um die Hochachse, Translation in der Ebene) begnügt sich ein

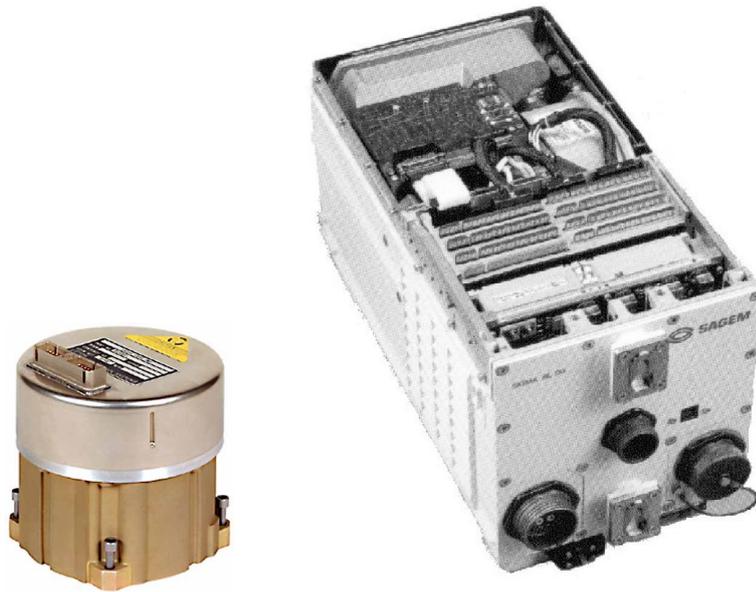


Abbildung 2.19: Litton LN-200 IMU (links) und Sagem SIGMA30(rechts)

Ansatz mit einem Kreisel für die Hochachse und nutzt ein Hodometer zur Bestimmung der Geschwindigkeit. Eine weitere Möglichkeit besteht in der Nutzung zweier Beschleunigungsmesser in und quer zur Fahrtrichtung zur Bestimmung der horizontalen Geschwindigkeitskomponenten.

In beiden Fällen werden Rotationen um die Roll- und Kippachse aufgrund der Gleisgeometrie (Überhöhung, Steigung), der Interaktion Rad-Schiene (Sinuslauf, Spurranz-Anlauf) sowie der Reaktion des Zuges auf Kurvenfahrt (Neigetechnik) nicht berücksichtigt.

Aus diesem Grund verfolgt ein weiterer Ansatz die vollständige Erfassung aller Rotationen sowie die Translation zumindest in der Ebene.

Die folgende Tabelle stellt die genannten Ansätze einander gegenüber und zeigt ihre jeweiligen Vor- und Nachteile auf. Das beste Fehlerverhalten wird demnach mit einem System aus drei Kreiseln erreicht werden, da die Fehler durch richtige Abstimmung bezüglich der Schuler-Frequenz begrenzt werden.

Methoden	Vorteile	Nachteile
Richtungskreisel mit Hodometer	<ul style="list-style-type: none"> • geringe Komplexität 	<ul style="list-style-type: none"> • keine Schuler Abstimmung • schlechte Fehlerfortpflanzung • Schlupf muss berücksichtigt werden
Richtungskreisel mit horizontalen Beschleunigungsmessern	<ul style="list-style-type: none"> • in Kombination mit Hodometer Erkennung des Schlupfes 	<ul style="list-style-type: none"> • keine Schuler Abstimmung • schlechte Fehlerfortpflanzung
3-Achsen Kreisel mit 2 oder 3 Beschleunigungsmessern	<ul style="list-style-type: none"> • Schuler Abstimmung • gute Fehlerfortpflanzung • Euler-Winkel 	<ul style="list-style-type: none"> • größere Komplexität

2.4 Weitere Navigationssensoren

Neben den oben beschriebenen satellitengestützten und inertialen Navigationsverfahren gibt es weitere physikalische Größen, die für die Navigation verwendet werden können oder zumindest mittels unabhängiger Beobachtungen das primäre Navigationssystem stützen und die Integrität der Navigationslösung steigern können. Die beiden hier beschriebenen Sensoren sind speziell für die Navigation schienengebundener Fahrzeuge relevant. Sie sind bereits größtenteils in heutigen Systemen als unabhängige Systeme im Einsatz.



Abbildung 2.20: Wegimpulsgeber (links) und Dopplerradar (rechts, beide Siemens)

2.4.1 Hodometer

Ein Hodometer oder englisch: Odometer (von griech. hodós, „Weg“ und métron, „Maß“ - also: „Wegmesser“) ist ein Wegstrecken-Geber. Üblicherweise - aber nicht zwingend - besteht das Messprinzip in der mechanischen oder elektronischen Erfassung der ganzzahligen oder partiellen Umdrehungen eines Messrades. Verwendung finden sie z.B. in der Automobilindustrie als primäre Sensoren für Anti-Blockier- und Anti-Schlupf-Systeme. Die Erfassung erfolgt in der Mehrheit rückwirkungs- und verschleißfrei nach den Prinzipien der elektromagnetischen Induktion, des Hall-Effektes oder optisch. Unter Kenntniss der Radumfangs ergibt die Integration der Signale n somit den zurückgelegten Weg. Die Geschwindigkeit kann direkt durch Zählung der Impulse pro Zeitintervall erfasst werden:

$$\Delta S(n) = \omega_{Rad} * r_{rad} + w \quad (2.21)$$

$$= n \frac{2\pi r_{Rad}}{N_I} * l * (1 - l_u) + w \quad (2.22)$$

$$\hat{v}(t_1) = \frac{\Delta S(n)_{t_1} - \Delta S(n)_{t_0}}{t_1 - t_0} \quad (2.23)$$

$$= \frac{\Delta N}{\Delta T} * 2\pi r_{Rad} * l * (1 - l_u) + w \quad (2.24)$$

mit $\Delta S(n)$	zurückgelegter Weg bei Zählerstand n
ω_{Rad}	gesamter Drehwinkel des Messrades
r_{Rad}	Radius des Messrades
N_I	Anzahl der Unterteilungen des Messrades
l_u	Skalenfaktorfehler (Schlupf)
w	weißes Rauschen

Differentielle Hodometer erlauben zudem die Detektion der Fahrrichtung. Sind die Hodometer schlupffrei können Genauigkeiten von 50 ppm erzielt werden (entsprechend einem Wegfehler von 1 m auf 20 km zurückgelegte Strecke). Je nach verwendetem Prinzip kann ein Nullpunktsfehler entstehen; so liefern induktive Sensoren erst ab einer minimalen Geschwindigkeit von > 0.45 m/s Messimpulse [Cha97].

Bestimmende Faktoren der Genauigkeit von Radsensoren sind systematische Fehleinflüsse durch Radiusänderungen des Rades (Verschleiß, Sinuslauf, Spurspiel), Kurvenfahrt und Schlupf.

Bei Schienenfahrzeugen sind Radiusänderungen der Räder dem Betrage nach vernachlässigbar oder können durch Kalibrierung oder Filtermodelle mitgeschätzt werden. Ähnliches gilt für systematische Fehleinflüsse bei Kurvenfahrt. Anders als bei Straßenfahrzeugen, wo sich bei Kurvenfahrt die vier Räder des Fahrzeugs unterschiedlich abrollen, ist dieser Einfluss durch die starren Achsen der Lokomotiven als vernachlässigbar einzuschätzen.

Gravierender wirken sich hier Fehler durch Schlupf aus. Sie sind nicht deterministisch und von verschiedenen Faktoren (z.B. Geschwindigkeit, Achslast, Hängelast, Schienenzustand etc.) abhängig.

Neben den mechanischen Hodometern werden in modernen Systemen auch radarbasierte Wegmesser verwendet, die den Doppler-Effekt zur Geschwindigkeitsmessung ausnutzen.

Die an der Fahrzeugunterseite angebrachten Sensoren senden und empfangen hochfrequente Mikrowellen (24,1 GHz) in einem Abstrahlwinkel von 35° bis 70° . Eine ausreichende Rückstreuung des Signals durch den Untergrund ist aufgrund der Oberflächen-Rauigkeit von Asphalt, Beton bzw. des Gleis-Schotterbetts gegeben.

Der Messbereich erstreckt sich von ca. 0.5 bis 300 km/h bei einer relativen Messunsicherheit von 0.1 bis 1.0 Prozent. Bei diesen Sensortypen treten keine systematischen

Fehler durch Schlupf auf. Temperaturbedingte Fehlereinflüsse lassen sich leicht durch Selbstkalibrierung in den Geräten vermindern. Berührungslose Sensoren sind weitgehend unempfindlich gegen meteorologische Einflüsse. Durch Schutzanordnungen kann eine Vereisung weitgehend vermieden werden. In Ausnahmefällen kann es jedoch aufgrund fehlender Oberflächenrauigkeit (z.B. bei geschlossener Schneedecke) zur Totalreflexion des Messsignals kommen und es ist keine Messung möglich.

2.4.2 Balise

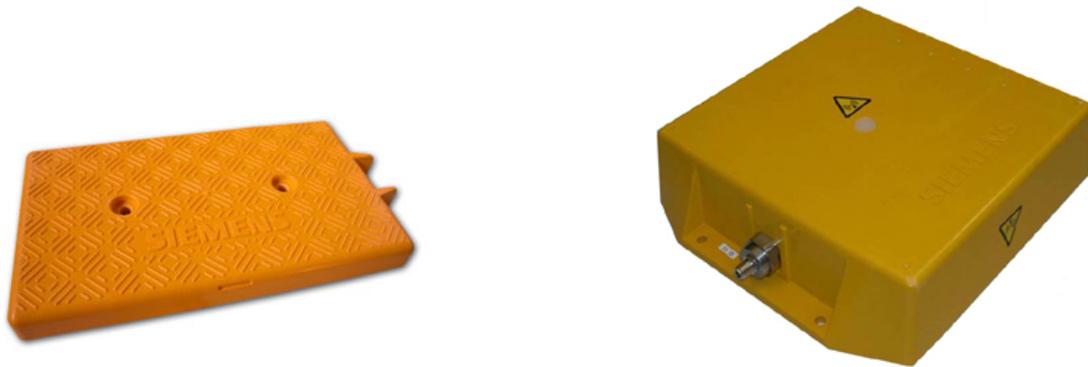


Abbildung 2.21: Eurobalise S21 (links) und Balisen-Antenne (rechts, beide Siemens)

Die Eurobalise nutzt ein standardisiertes Übertragungsprotokoll. Das Übertragungsverfahren basiert auf induktiver Kopplung und Datenübertragung mit Frequenzumtastung. Die Balisen-Antenne auf dem Fahrzeug aktiviert während der Überfahrt die Eurobalise mit Aussenden eines Energiesignals. Die Eurobalise nutzt diese Energie, um ihre Informationen an die Balisen-Antenne zu senden. Dabei überträgt sie punktförmig die für die Zugbeeinflussung relevanten Daten auf das Fahrzeug (Position, Entfernung zur nächsten Balise, etc.). Die Informationen dienen der Zugüberwachung durch den EVC und gleichzeitig als Basis für Anzeigen auf dem DMI (Driver Machine Interface) im Führerstand (s. Kapitel 1.1.2). Je nach Anwendung kommen Festdaten- oder Transparentdatenbalisen zum Einsatz (passiv oder aktiv; s. Abbildung 1.5).

Die Genauigkeit der übermittelten Position ist von verschiedenen Parametern abhängig:

- Genauigkeit der gespeicherten Balisen-Position
- Zeitpunkt des 1. Kontaktes

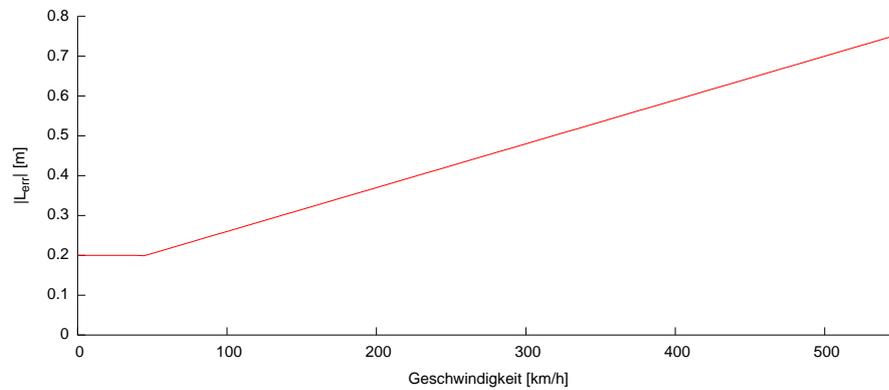


Abbildung 2.22: Erlaubter Positionsfehler des Balisenzentrums relativ zur Geschwindigkeit

- Kontaktdauer
- geometrische Anordnung von Balise und Balisen-Antenne am Zug (relativer Versatz bei Überfahrt; Neigung der Antenne)
- Zustand der Balise (Verschmutzung, Vereisung, etc.)

Gemäß der Spezifikation für ERTMS [Eur05] muss die Genauigkeit der Positionsmessung aber folgenden Ansprüchen genügen (Abbildung 2.22):

$$|L_{err}| = \begin{cases} 0.20 \text{ m} & 0 \text{ km/h} < v < 40 \text{ km/h} \\ 1.1 * 10^{-3} \text{ s} * v + 0.15 \text{ m} & 40 \text{ km/h} \leq v \leq 500 \text{ km/h} \end{cases} \quad (2.25)$$

3 Integration von Navigationssensoren

Zur Integration satellitengestützter und inertialer Navigationssensoren eignet sich in besonderer Weise und vor allem für Echtzeitanwendungen das Kalman-Filter [Kal60, KB61]. Mit Hilfe des Kalman-Filters können Sensordaten unterschiedlichen Ursprungs (sub-) optimal kombiniert werden.

In diesem Kapitel soll zunächst eine Einführung in dynamische Systeme sowie die Kalman-Filterung gegeben werden. Sodann werden die verschiedenen Möglichkeiten der Integration vorgestellt und diskutiert.

3.1 Dynamische Systeme

Ein lineares System lässt sich allgemein durch die Matrix-Differentialgleichung

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{G}\mathbf{w} \quad (3.1)$$

beschreiben. Der Zustand des Systems kann durch Messungen z beobachtet werden, so dass gilt

$$\mathbf{z} = \mathbf{H}\mathbf{x} \quad (3.2)$$

Dabei sind

$\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$	Zustandsvektor, $[n \times 1]$
\mathbf{w}	weisses Rauschen, $[1 \times 1]$
\mathbf{F}	Systemmatrix, $[n \times n]$
\mathbf{G}	Störeingangsmatrix, $[n \times 1]$
$\mathbf{z} = [z_1, z_2, \dots, z_m]^T$	Beobachtungsvektor, $[m \times 1]$
\mathbf{H}	Beobachtungsmatrix, $[m \times n]$

Wird das System nun durch einen Rauschprozess w mit

$$E\{w(t)\} = m_w = 0, \quad C_w(t_1, t_2) = Q_w \delta(t_1 - t_2) \quad (3.3)$$

angeregt, so wird auch der Systemzustand einen Rauschprozess aufweisen. Ist das System linear und die Anregung ein Gauß-Markov-Prozess, so ist auch der Systemzustand ein Gauß-Markov-Prozess, der durch Mittelwert und Kovarianz eindeutig (stochastisch) bestimmbar ist:

$$E\{\mathbf{x}(t_0)\} = \mathbf{m}_0, \quad \mathbf{C}_x(t_0, t_0) = \mathbf{P}_0 \quad (3.4)$$

Die Analyse eines (realen) dynamischen Systems hat nun das Ziel, den Systemzustand \mathbf{x} bzw. dessen Varianz $\sigma_{\mathbf{x}}^2$ anhand von Beobachtungen \mathbf{z} möglichst optimal im Sinne der Fehlerminimierung zu beschreiben. Die Berechnung der Varianzen für die Zustände \mathbf{x} kann dabei auf verschiedenen Wegen erfolgen:

Numerische Integration Eine Musterfunktion wird für den Rauschprozess der Anregung gewählt. Durch numerische Integration werden so der Zeitverlauf des Zustandsvektor \mathbf{x} bestimmt und die stochastischen Parameter abgeleitet. Problematisch ist hier das Auffinden einer adäquaten Musterfunktion und die Wahl der Integrationslänge.

Analyse im Frequenzbereich Diese führt zur (hier nicht näher behandelten) Spektralanalyse.

Analyse im Zeitbereich Diese führt zur Kovarianzanalyse, die im Folgenden beschrieben werden soll:

Die allgemeine Lösung der Matrix-Differentialgleichung 3.1 lautet formal:

$$\mathbf{x}(t) = \Phi(t - t_0) + \int_{t_0}^t \Phi(t - \tau) \mathbf{G} w(\tau) d\tau \quad (3.5)$$

$$= \mathbf{x}_{\text{homogen}}(t) + \mathbf{x}_{\text{partikulaer}}(t) \quad (3.6)$$

Die Lösung des stochastischen Integrales wiederum führt auf das sog. Itô-Kalkül [Itô51]. Es lässt sich zeigen, dass die Antwort (t) ein nichtstationärer Gauß-Markov-Prozess ist, der durch den Mittelwert m_x und die Kovarianz P_x beschrieben werden kann.

Im folgenden soll die Kovarianzmatrix $\mathbf{P}_x(t)$ heuristisch hergeleitet werden. Es gilt

$$\mathbf{P}_x(t) = E\{x(t)x^T(t)\} \quad (3.7)$$

Die Ableitung führt unter Berücksichtigung von 3.1 und 3.2 auf

$$\dot{\mathbf{P}}_x(t) = E\{\dot{x}(t)x^T(t) + x^T(t)\dot{x}(t)\} \quad |\text{Produktregel} \quad (3.8)$$

$$= (\text{wg. } \dot{x} = \mathbf{F}x + \mathbf{G}w) = E\{Fxx^T + Gwx^T + xx^T F^T + xw^T g^T\} \quad (3.9)$$

$$= \mathbf{F}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{F}^T + \mathbf{I} + \mathbf{I}^T \quad (3.10)$$

mit

$$\mathbf{I} = E\{Gwx^T\} \quad (3.11)$$

$$= E\{Gw(x_0^T \Phi^T(t-t_0) + \int_{t_0}^t w^T(\tau) G^T \Phi^T(t-\tau) d\tau)\} \quad (3.12)$$

$$= E\{Gwx_0^T \Phi^T(t-t_0)\} + G \int_{t_0}^t E\{ww^T(\tau)\} G^T \Phi^T(t-\tau) d\tau \quad (3.13)$$

$$= GE\{w\}W\{w_0^T\} \Phi^T(t-t_0) + G \int_{t_0}^t Q_w \delta(t-\tau) G^T \Phi^T(t-\tau) d\tau \quad (3.14)$$

$$= \frac{1}{2} G Q_w G^T \quad (3.15)$$

und somit auf

$$\dot{\mathbf{P}}_x = \mathbf{F}\mathbf{P}_x + \mathbf{P}_x\mathbf{F}^T + \mathbf{G}Q_w\mathbf{G}^T \quad (3.16)$$

Diese Differentialgleichung ist eine gewöhnliche lineare Matrix-Differentialgleichung, deren Lösung direkt auf die gesuchte Kovarianzmatrix $x(t)$ führt und wird *Gauß-Markov-Gleichung* genannt. Die stationäre Lösung dieser Differentialgleichung findet man wegen $\dot{\mathbf{P}}_x = 0$:

$$\mathbf{F}\mathbf{P}_x + \mathbf{P}_x\mathbf{F}^T = -\mathbf{G}Q_w\mathbf{G}^T \quad (3.17)$$

Sie existiert, wenn das dynamische System, beschrieben durch \mathbf{F} , asymptotisch stabil ist ($\Re\{\lambda(\mathbf{F})\} < 0$) und wird *Ljapunov'sche Matrixengleichung* genannt.

Für die allgemeine Lösung gilt damit:

$$\mathbf{P}_x(t) = \bar{\mathbf{P}}_x + \Phi(t-t_0)(\mathbf{P}_{x_0} - \bar{\mathbf{P}}_x)\Phi^T(t-t_0) \quad (3.18)$$

3.2 Grundlagen der Kalman-Filterung

Nachdem Kolmogoroff [Kol41] und Wiener [Wie49] Signale und Störungen unter Zuhilfenahme stochastischer Modelle beschrieben haben und ein Optimalfilter für stationäre Vorgänge formulierten, verallgemeinerten Kalman und Bucy [Kal60, KB61] dieses auf nicht-stationäre Prozesse. Auch wenn in der Literatur der Begriff Kalman-Filter üblich ist, handelt es sich dabei doch strenggenommen um das Kalman-Bucy-Filter [KB61], da die grundlegende Theorie beiden Autoren zuzuschreiben ist.

In den Anwendungen hat das diskrete Kalman-Filter eine wesentlich größere Bedeutung erlangt. Daher soll im Rahmen dieser Arbeit zunächst das diskrete Filter behandelt werden. Für das kontinuierliche Filterproblem sei auf die entsprechende Literatur verwiesen [GA01, BH92, BS86, Hot89, KB61, Kal60, BS75].

3.2.1 Das diskrete Kalman-Filter

Für die numerische Berechnung sowie aus der Tatsache heraus, dass Beobachtungen zu diskreten Zeitpunkten und nicht kontinuierlich zur Verfügung stehen, muss das Filter in diskreter Zeit angewendet werden. Die Diskretisierung der kontinuierlichen Systemzustandsgleichungen (3.19) führt zu den ursprünglich von Kalman veröffentlichten Filtergleichungen (s. auch [BS75]):

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = F(t)\mathbf{x}(t) + G_u(t)\mathbf{u}(t) + G_v(t)\mathbf{v}(t) \quad (3.19)$$

$$\mathbf{z} = H\mathbf{x}(t) + \mathbf{r}(t) \quad (3.20)$$

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi_k \mathbf{x}_k + \Gamma_u \mathbf{u}_k + \Gamma_v \mathbf{v}_k \quad (3.21)$$

$$\mathbf{P}_{k+1} = \Phi \mathbf{P}_k \Phi^T + \Gamma_w \mathbf{Q}_k \Gamma_w^T \quad (3.22)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{r}_k \quad (3.23)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{K}_{k+1} [\mathbf{z}_{k+1} - \mathbf{H} \mathbf{x}_{k+1}] \quad (3.24)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1} \mathbf{H}^T [\mathbf{H} \mathbf{P}_{k+1} \mathbf{H}^T + \mathbf{R}_v]^{-1} \quad (3.25)$$

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{P}}_{k+1} &= \mathbf{P}_{k+1} - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H} \mathbf{P}_{k+1} \\ &= [1 - \mathbf{K}_{k+1} \mathbf{H}] \mathbf{P}_{k+1} \end{aligned} \quad (3.26)$$

Die Herleitung der Kalman Filter Gleichungen basiert auf der Annahme eines linearen Systemmodells und linearer Beobachtungsgleichungen. Viele Anwendungen weisen aber nichtlineare Systeme und Beobachtungsgleichungen auf. Um dennoch das Optimalfilter anwenden zu können, müssen daher System und/oder Beobachtungsmodell linearisiert werden.

Ist das Systemverhalten hinreichend bekannt (z.B. eine (ballistische) Soll-Trajektorie), kann um diese herum mittels Taylor-Reihenentwicklung linearisiert werden. In diesem Fall spricht man vom linearisierten Kalman-Filter. Existiert eine solche Trajektorie nicht, so muss der Entwicklungspunkt ständig durch Beobachtungen neu definiert werden da die Abweichung zur Nominal-Trajektorie ansonsten ständig größer wird und somit die Anteile höher Ordnung der Taylor-Reihenentwicklung immer signifikanter werden. In diesem Fall wird die Soll-Trajektorie ständig durch die geschätzten Fehlalagen korrigiert und man spricht vom erweiterten Kalman Filter (engl. *extended Kalman Filter*). Der Nachteil dieses Ansatzes ist der höhere rechnerische Aufwand, da die System- und Beobachtungsmatrizen für jeden Entwicklungspunkt neu gerechnet werden müssen.

Man betrachte das folgende nichtlineare, diskrete System mit bekannten Funktionen f und h und deterministischer Stellgröße \mathbf{u} :

$$\mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) + \Gamma_k \mathbf{w}_k \quad (3.27)$$

$$\mathbf{z}_{k+1} = h(\mathbf{x}_{k+1}) + \mathbf{v}_{k+1} \quad (3.28)$$

Taylor-Reihenentwicklung am Punkt \mathbf{x}_k^0 führt zu

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1}^0 + \Delta \mathbf{x}_{k+1} = f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{w}_k \quad (3.29)$$

$$= f(\mathbf{x}_k^0 + \Delta \mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{w}_k \quad (3.30)$$

$$= f(\mathbf{x}_k^0, \mathbf{u}_k) + \left. \frac{\delta f(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k)}{\delta \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_k^0} \Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{w}_k \quad (3.31)$$

$$\mathbf{z}_{k+1} = h(\mathbf{x}_{k+1}) + \frac{h(\mathbf{x}_{k+1})}{\delta \mathbf{x}} \Delta \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{v}_{k+1} \quad (3.32)$$

mit

$$\frac{\delta f}{\delta \mathbf{x}} = \begin{pmatrix} \frac{\delta f_1}{\delta x_1} & \frac{\delta f_1}{\delta x_2} & \cdots \\ \frac{\delta f_2}{\delta x_1} & \frac{\delta f_2}{\delta x_2} & \cdots \\ \vdots & \vdots & \ddots \end{pmatrix} \wedge \frac{\delta h}{\delta \mathbf{x}} = \begin{pmatrix} \frac{\delta h_1}{\delta x_1} & \frac{\delta h_1}{\delta x_2} & \cdots \\ \frac{\delta h_2}{\delta x_1} & \frac{\delta h_2}{\delta x_2} & \cdots \\ \vdots & \vdots & \ddots \end{pmatrix} \quad (3.33)$$

Mit

$$\Delta \mathbf{x}_k = \mathbf{x}_k - \mathbf{x}_k^0$$

$$\Delta \mathbf{z}_k = \mathbf{z}_k - h(\mathbf{x}_k^0)$$

folgt mit einer Reihenentwicklung 1. Grades (Abbruch nach dem 1. Glied)

$$\Delta \mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{x}_{k+1} - \mathbf{x}_{k+1}^0 \quad (3.34)$$

$$= \left. \frac{\delta f(\mathbf{x}_{k+1}, \mathbf{u}_{k+1})}{\delta \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\mathbf{x}_k^0} \Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{w}_k \quad (3.35)$$

$$= \mathbf{\Phi}_k \Delta \mathbf{x}_k + \mathbf{\Gamma}_k \mathbf{w}_k \quad (3.36)$$

$$\mathbf{z}_{k+1} - h(\mathbf{x}_{k+1}) = \mathbf{H}_{k+1} \Delta \mathbf{x}_{k+1} + \mathbf{v}_{k+1} \quad (3.37)$$

Die linearisierte Beobachtungsgleichung beschreibt jetzt die Differenz zwischen der aktuellen Messung und dem geschätzten Zustand des Systems. Beim erweiterten Kalman-Filter wird der Entwicklungspunkt mit der geschätzten Ablage beaufschlagt, so dass gilt:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_k^0 &= \hat{\mathbf{x}}_k^+ \\ \mathbf{x}_{k+1}^0 &= f(\mathbf{x}_k^+, \mathbf{u}_k) \end{aligned} \quad (3.38)$$

Damit wird der geschätzte Fehler $\Delta \mathbf{x}_{k+1}$ zu Null und die Prädiktion auf die nächste Epoche trivial. Abbildung 3.1 veranschaulicht den Algorithmus des linearisierten (grün) und erweiterten, linearisierten (zusätzlich gelb) Kalman Filters.

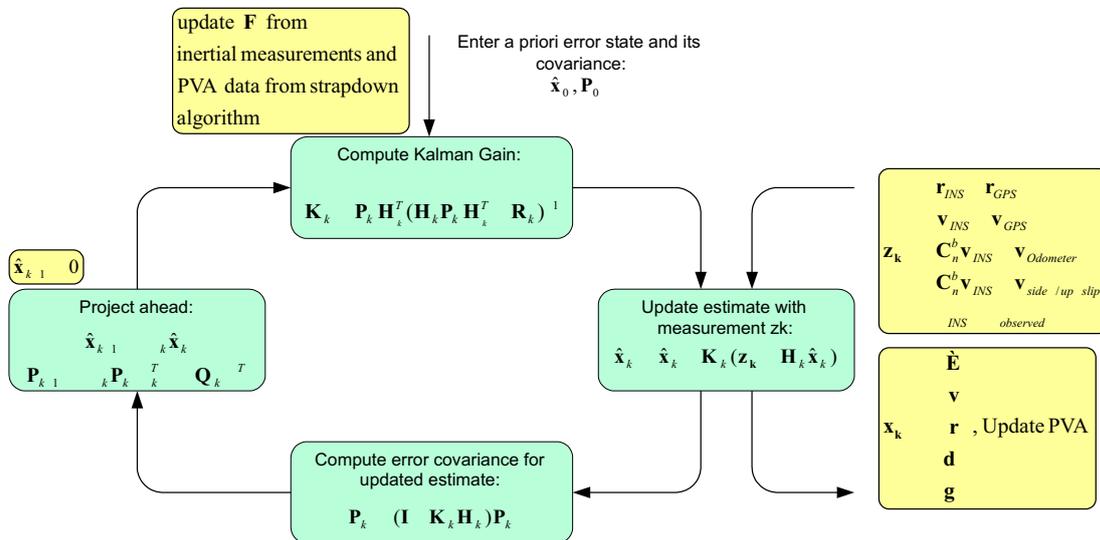


Abbildung 3.1: Funktionsweise des diskreten, linearisierten (erweiterten) Kalman-Filters

3.2.2 Formfilter

In vielen Fällen sind die Störgrößen der Systemzustände aber auch der Beobachtungen nicht Gaußsches weißes Rauschen sondern Gauß-Markov-Prozesse n-ter Ordnung. Liegt die Bandbreite des Rauschprozesses in der gleichen Größenordnung wie die Bandbreite der Systemdynamik, darf ein solcher Prozess auch näherungsweise nicht mehr als unkorreliert betrachtet werden [KL94].

Technisch bedeutsame Rauschspektren können in der Regel durch ein dynamisches System beschrieben werden, welches mit weißem Rauschen beaufschlagt wird. Eine Übersicht der geläufigen Rauschprozesse, deren Autokorrelationsfunktion und spektrale Leistungsdichte zeigt Tabelle 3.2.2.

Je nachdem, ob der Rauschprozess das Rauschen des Systems oder der Beobachtung beschreibt, unterscheidet sich die Handhabung im Optimalfilter. Liegt farbige Pro-

	Autokorrelation	spektrale Leistungsdichte
weißes Rauschen w	$m_w = 0; R_{ww} = Q\delta(\tau)$ 	$S_{ww}(\omega) \equiv Q$ 
farbiges Rauschen ξ	$R_{\xi\xi} = \delta_\xi^2 e^{-\alpha \tau }$ 	$S_{\xi\xi}(\omega) = 2\delta_\xi^2 \frac{\alpha}{\alpha^2 + \omega^2}$ 
zufällige Konstante (Bias) b	$R_{bb}(\tau) \equiv m_b^2$ 	$S_{bb}(\omega) = 2\pi m_b^2 \delta(\omega)$ 
harmonische Schwingung $s = a * \cos(\omega_0 t + \phi)$	$R_{ss}(\tau) = \frac{a^2}{2} \cos \omega_0 \tau$ 	$S_{ss}(\omega) = \frac{\pi a^2}{2} [\delta(\omega - \omega_0) + \delta(\omega + \omega_0)]$ 

Tabelle 3.1: Technisch relevante Autokorrelationsfunktionen und spektrale Leistungsdichten

messrauschen w vor, so erweitern sich die Systemgleichungen zu

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{F}\mathbf{x} + \mathbf{G}_w \mathbf{w} \quad (3.39)$$

$$\dot{\mathbf{w}} = \mathbf{F}_w \mathbf{w} + \mathbf{G}_\zeta \zeta \quad (3.40)$$

$$(3.41)$$

mit ζ als einem weißen Rauschprozeß mit der spektralen Rauschdichte \vec{Q}_ζ . Beide Vektorgleichungen lassen sich durch Zustandserweiterung in das Standardproblem überführen:

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}} \\ \dot{\mathbf{w}} \end{bmatrix} = \bar{\mathbf{F}}\bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{G}}_\zeta \zeta \quad (3.42)$$

$$= \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{G}_w \\ \mathbf{0} & \mathbf{F}_w \end{bmatrix} \bar{\mathbf{x}} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{G}_\zeta \end{bmatrix} \zeta \quad (3.43)$$

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{H} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \bar{\mathbf{x}} + \mathbf{r} \quad (3.44)$$

Bei farbigem Messrauschen erfolgt ebenfalls der Einsatz eines so genannten Formfilters, nun jedoch in der Beobachtungsgleichung:

$$\dot{z} = \mathbf{F}_z r + \mathbf{G}_r \theta \quad (3.45)$$

wobei wieder θ ein weißer Rauschprozeß mit der Leistungsdichte \mathbf{Q}_θ ist. Auch hier führt eine Zustandserweiterung mit

$$\bar{\mathbf{x}} = \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ r \end{bmatrix}, \bar{\mathbf{w}} = \begin{bmatrix} \mathbf{w} \\ \theta \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

zur bekannten Filterform

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}} = \bar{\mathbf{F}}\bar{\mathbf{x}} + \bar{\mathbf{G}}_w \bar{\mathbf{w}} \quad (3.47)$$

$$= \begin{bmatrix} \mathbf{F} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{F}_r \end{bmatrix} \bar{\mathbf{x}} + \begin{bmatrix} \mathbf{G}_w & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{G}_r \end{bmatrix} \bar{\mathbf{w}} \quad (3.48)$$

$$\mathbf{z} = \bar{\mathbf{H}}\bar{\mathbf{x}} \quad (3.49)$$

Zu beachten ist, dass die verbleibende Messgleichung rauschfrei wird, da das kor-

relierte Messrauschen nun zu den Zustandsgrößen genommen wurde, wodurch die Matrix-Ricatti Gleichung singular wird. Sofern das Messrauschen jedoch zusätzlich zum korrelierten Rauschprozeß auch einen weißen Rauschanteil enthält, führt auch die Zustandserweiterung auf das nichtsinguläre Filterproblem mit

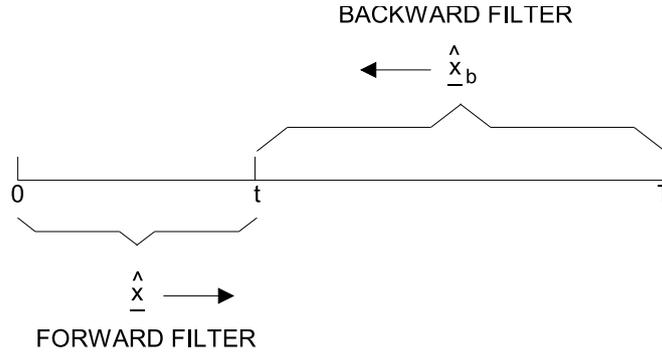
$$\mathbf{z} = \bar{\mathbf{H}}\bar{\mathbf{x}} + \theta_r \quad (3.50)$$

3.2.3 Rückwärtsfilter - (*Smoothing*)

Sofern eine Schätzung des Systemzustandes nicht in Echtzeit zur Verfügung stehen muss oder eine definierte Latenzzeit tolerierbar ist, können auch die Beobachtungen *nach* dem Zeitpunkt, zu dem der Systemzustand geschätzt werden soll, mit in die Schätzung einfließen. Da somit mehr Beobachtungen für die Schätzung zur Verfügung stehen, ist die Genauigkeit eines Smoothers generell besser als die des normalen Filters. Prinzipiell kann man interpolierende Filter in drei Typen kategorisieren [GA01]:

- Werden alle Messungen innerhalb eines festen Intervalls für die Schätzung aller Systemzustände innerhalb dieses Intervalls benutzt, spricht man von einem *fixed-interval smoother*. Dieses Filter eignet sich insbesondere für die Datenachverarbeitung aufgezeichneter Messdaten und erreicht die höchste Genauigkeit.
- Anstatt für jeden Zeitpunkt innerhalb eines Intervalls alle Systemzustände zu errechnen, kann man sich auf einen Zeitpunkt innerhalb eines (vergangenen) Zeitintervalls fixieren und dessen Zustand optimal schätzen (*fixed-point*) oder
- man benutzt die Daten eines festen Zeitintervalls, um den Systemzustand zu Beginn des vergangenen Zeitintervalles zu bestimmen (*fixed-lag*).

Die beiden letzten Ansätze eignen sich auch für Echtzeitanwendungen und unterscheiden sich hinsichtlich Latenzzeit und Genauigkeit. Abbildung 3.2 zeigt das Prinzip des so genannten *Optimal Smoother*. Das Verfahren für konstante Intervalle ist kurz nach den Veröffentlichungen von Kalman und Bucy von Rauch, Tung und Striebel abgeleitet und veröffentlicht worden [RTS65]. Während der (Vorwärts-) Filterung mittels Kalman-Filter werden alle Zwischenwerte (a priori- und a posteriori-Werte von Zustandsvektor und Kovarianzmatrix) gespeichert. In einer anschließenden Iteration wird


 Abbildung 3.2: Prinzip des *Optimal Smoother*

das Filter rückwärts in der Zeit betrieben, wobei die a posteriori-Werte des Vorwärtsdurchlaufes als a priori-Wert für die zweite Iteration eingesetzt werden:

$$\frac{\hat{x}}{\hat{x}_{s_N}} = \hat{x}_n(+)$$

$$(3.51)$$

$$\hat{x}_{s_k} = \hat{x}_k(+) + \mathbf{A}_k(\hat{x}_{s_{k+1}} - \hat{x}_{k+1}(-))$$

$$(3.52)$$

$$\mathbf{A}_k = \mathbf{P}_k(+)\Phi_k^T\mathbf{P}_{k+1}^{-1}(-)$$

$$(3.53)$$

Die Kovarianz des Zustandsvektors berechnet sich dabei zu:

$$\mathbf{P}_{s_k} = \mathbf{P}_k(+) + \mathbf{A}_k(\mathbf{P}_{s_{k+1}} - \mathbf{P}_{k+1}(-))\mathbf{A}_k^T$$

$$(3.54)$$

Beim *fixed-point* Verfahren wird zunächst aus den bisherigen Beobachtungen der Zustandvektor zum Zeitpunkt t_k geschätzt. Um dann den Zustand zu einem bestimmten Zeitpunkt $t_i < t_k$ zu bestimmen, werden die folgenden Gleichungen rekursiv ausgewertet:

$$\hat{x}_{s_i,k} = \hat{x}_{s_i,k-1} + \mathbf{B}_k\bar{\mathbf{K}}_k(\mathbf{z}_k - \mathbf{H}\hat{x}_k(-))$$

$$(3.55)$$

$$\mathbf{B}_k = \mathbf{B}_{k-1}\mathbf{P}_{k-1}(+)\Phi_{k-1}^T\mathbf{P}_k^{-1}(-)$$

$$(3.56)$$

Auch hier lässt sich die Kovarianzmatrix des Zustandsvektors bestimmen:

$$\mathbf{P}_{s_i,k} = \mathbf{P}_{s_i,k-1} + \mathbf{B}_k(\mathbf{P}_k(+) - \mathbf{P}_k(-))\mathbf{B}_k^T$$

$$(3.57)$$

Die Zahlenwerte für $\hat{x}(-)$, $\bar{\mathbf{K}}_k$, \mathbf{z}_k , $\mathbf{H}_k \mathbf{P}$ und \mathbf{P} liefert dabei das herkömmliche Kalman-Filter.

Im Gegensatz zum festen Zeitpunkt t_i des zu schätzenden Zustandes \mathbf{x}_i liefert das *fixed-lag* Filter eine Schätzung basierend auf $k - l$ vergangenen und l nachfolgenden Beobachtungen:

$$\hat{x}_{s_{k+1-l}} = \Phi_{k-l} \hat{x}_{s_{i,k-l}} + Q_{k-l} \Phi_{k-l}^T \mathbf{P}_{k-l}(+) (\hat{x}_{s_{k-l}} - \hat{x}_{k-l}(+)) \quad (3.59)$$

$$+ \mathbf{B}_{k+1} \bar{\mathbf{K}}_{k+1} (\mathbf{z}_{k+1} - \mathbf{H}_{k+1} \Phi_k \hat{x}_k(+)) \quad (3.60)$$

$$\mathbf{B}_{k+1} = \mathbf{B}_k \mathbf{P}_k(+) \Phi_k^T \mathbf{P}_{k+1}^{-1}(-) \quad (3.61)$$

3.2.4 Erkennen von Ausreißern

Das Erkennen von „Ausreißern“ ist ein wesentlicher Aspekt vor allem bei sicherheitskritischen Anwendungen. Ausreißer können sowohl bei den Beobachtungen als auch im Systemzustand auftauchen. Demnach lassen sich zwei Möglichkeiten der Erkennung von Ausreißern unterscheiden:

- Ausreißer der Innovation – Integrität der Beobachtung
- Ausreißer der Zustandsvariablen – Integrität des Systemzustandes

In der Satellitennavigation können Ausreißer der Innovation z.B. durch Mehrwegeausbreitung (*Multipath*) und somit fehlerhafte Positionmessungen entstehen. Ebenfalls können Latenzzeiten bei der Geschwindigkeitsmessung durch Auswertung der Dopplergeschwindigkeit bei hoher Dynamik des Fahrzeugs aufgrund der geringen Prozessierungsrate innerhalb des GPS Empfängers zu veralteten und somit fehlerhaften Beobachtungen führen. Ausreißer der Zustandsvariablen können bei fehlerhaften inertialen Messungen aufgrund deren Einfluss auf die Transitions-Matrix auftreten, können aber ebenso auf eine fehlerhafte Dimensionierung z.B. des Systemrauschens hinweisen.

Eine typische Quelle für Ausreißer der Innovation sind Messfehler der Sensorik bzw. Einflüsse durch Latenzzeiten (siehe oben). Zur Detektion dienen typischerweise zwei Verfahren:

1. Vergleich der Innovation mit einem vordefinierten Schwellwert
2. Test der Innovation auf ihre Verteilungsfunktion (Hypothesentest)

Prediktion des Zustandsvektors	$\tilde{\mathbf{x}}_k = \mathbf{F}_{k-1} * \mathbf{x}_{k-1}$
Prediktion der Beobachtung	$\tilde{\mathbf{z}}_k = \mathbf{H}_k * \mathbf{z}_{k-1}$
Berechnung der Innovation	$\mathbf{d} = \tilde{\mathbf{z}}_k - \mathbf{z}_k$
Kovarianz der Innovation	$\mathbf{D}_k = \mathbf{R}_k + \mathbf{H}_k \tilde{\mathbf{P}}_k \mathbf{H}_k^T$
Chi-Quadrat Test	$\mathbf{d}_k \mathbf{D}_k^{-1} \mathbf{d}_k \sim \chi_{n,p}^2$

Tabelle 3.2: χ^2 Test der Verteilungsfunktion der Innovation

Der Hypothesentest geht von der Annahme aus, dass die Differenz zwischen beobachteten und dem (optimal) prädizierten Systemzustand (die Innovation) eine Gaussverteilte Zufallsgröße mit Mittelwert Null ist. Die Null-Hypothese für den Test ist somit die Normalverteilung der Innovation. Ein Test zur Verteilungsfunktion ist der Chi-Quadrat-Test. Damit ergibt sich der Algorithmus gemäß Tabelle 3.2. Die Parameter n bzw. p der χ^2 -Funktion bezeichnen dabei die Anzahl der Freiheitsgrade bzw. die statistische Sicherheit der Ausreißer-Detektion.

3.3 Methoden der Kopplung

Bei vielen Anwendungen im Bereich der Positionsbestimmung und/oder Navigation spielt die Kopplung von satellitengestützten und inertialen Navigationssystemen eine wichtige Rolle, um die Genauigkeit und Verlässlichkeit des Gesamtsystems zu maximieren. Dies resultiert nicht zuletzt aus der Tatsache, dass beide Systeme sehr unterschiedliche Messverfahren nutzen, die zudem ein gegensätzliches Fehlverhalten aufweisen. So basieren satellitengestützte Navigationsverfahren auf kostenintensiven Satellitensystemen während inertielle Systeme vollständig autonom arbeiten. Andererseits weisen satellitengestützte Systeme eine sehr hohe Langzeitstabilität auf, während inertielle Systeme eine mehr oder weniger starke Drift aufweisen, dagegen aber mit einer dem GNSS überlegenen, rauscharmen Kurzzeitstabilität aufwarten. Aufgrund dieser nur kurzzeitigen, genauen Position sind unabhängige Beobachtungen notwendig, um das Driftverhalten des inertialen Systems möglichst gut zu schätzen und entsprechend zu korrigieren. Die unterschiedlichen zugrundeliegenden Messverfahren erlauben es, die jeweiligen Schwächen des einen Systems durch die Stärken des jeweils anderen zu kompensieren. Während beim satellitengestützten Navigationsverfahren Laufzeit- und Dopplerinformationen zu Positions- und Geschwindigkeitsmessungen

führen, messen inertielle Systeme die Beschleunigungen und Drehraten, die wiederum zu Geschwindigkeit und Position integriert werden. Der Vergleich der jeweiligen Messgrößen führt somit zu einer Verbesserung der Lösung des integrierten Systems.

Die Einführung der jeweils anderen Messgröße kann dabei in unterschiedlichen Stadien der Berechnung einer Navigationslösung erfolgen. Je nachdem unterscheidet man prinzipiell vier verschiedene Verfahren der Sensorkopplung, die im Folgenden genauer diskutiert werden.

3.3.1 Lose Kopplung (*Loosely coupling*)

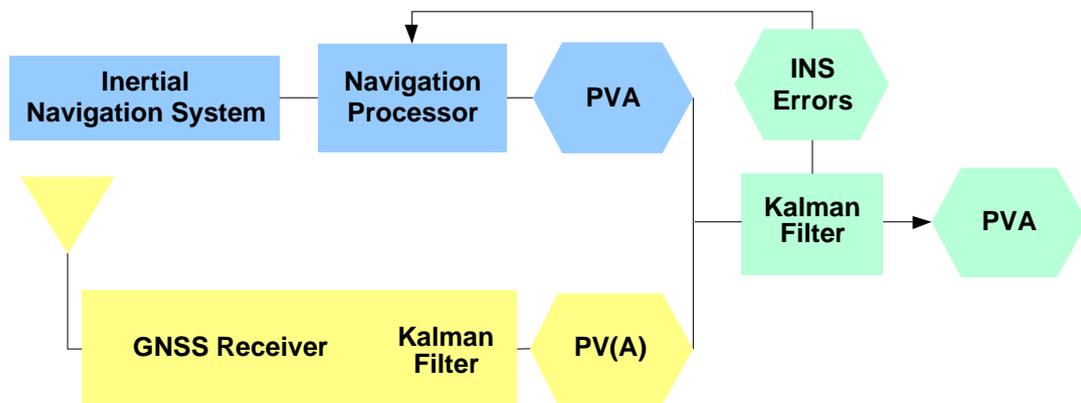


Abbildung 3.3: Prinzip der losen Kopplung

Aufgrund der Einfachheit der Integration weit verbreitet ist die lose Kopplung (engl. *loosely coupling*, Abb. 3.3). Grundlage der Integration ist die Navigationslösung, die aus den inertialen Messwerten der IMU (dreidimensionale Beschleunigungen und Drehraten im Körpersystem) durch Transformation der Beschleunigungen in das Inertialsystem und dortige doppelte Integration aufgrund von gegebenen Anfangswerten für Position, Lage und Geschwindigkeit gerechnet wird. Die rein auf den inertialen Messwerten beruhende Positionsrechnung ist den systematischen Fehlern der ungestützten IMU unterworfen. Stehen jedoch unabhängige Positions-, Geschwindigkeits- oder Lagebeobachtungen z.B. von einem auf Entfernungsmessung basierendem Positionierungssystem (GPS, Galileo, Loran), einem Geschwindigkeitsmesser (Doppler-Radar, Hodometer) oder Lagesensor (elektronischer Kompass) zur Verfügung, können die

systematischen Fehler der IMU durch Differenzbildung der Position, Geschwindigkeit und/oder Lage geschätzt werden.

Zur Schätzung der Fehler dient hier das in Abschnitt 3.2 behandelte *extended* Kalman-Filter. Den Zustandsvektor des Systems bilden dabei die Fehler in Position, Geschwindigkeit und Lage sowie die systematischen Fehlergrößen des Inertialsystems wie Bias und Drift und gegebenenfalls weitere Fehlergrößen, die von den äußeren Gegebenheiten abhängen (Temperatur- und Beschleunigungsabhängigkeit, etc.).

Die so ermittelten Fehlergrößen werden in Form einer geschlossenen Regelschleife in die Berechnung der Navigationslösung zurückgeführt. Durch die sehr kurzzeitstabile Navigationslösung des Inertialsystems führt dies zu einer Glättung des Phasenrauschen des satellitengestützten Navigationssystems. Ebenso können kurzzeitige Mehrwegeeffekte erkannt und unterdrückt werden. Auch bei Ausfall des GNSS liefert das System für kurze bis mittlere Zeitspannen - je nach Genauigkeit des inertialen Systems - präzise Navigationslösungen.

Nachteilig wirkt sich die Kaskadierung von zwei Kalman-Filtern aus, was zu einer suboptimalen Lösung führen kann.

3.3.2 Enge Kopplung (*Closely coupling*)

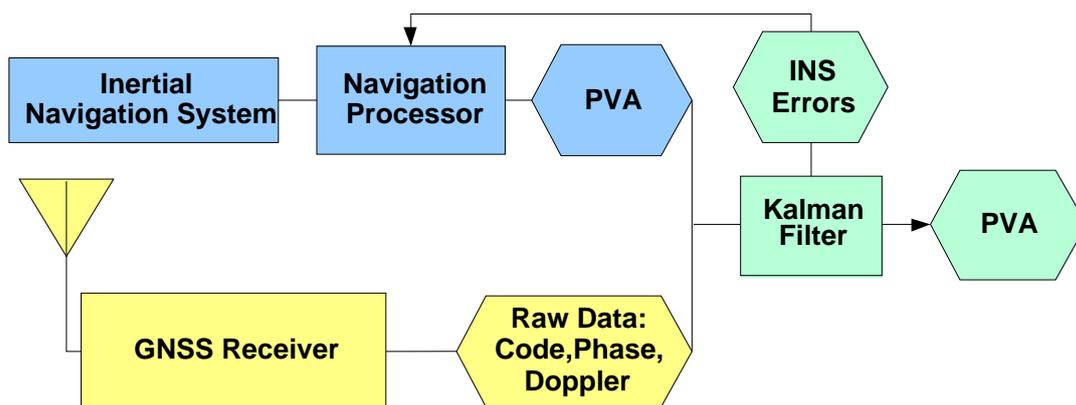


Abbildung 3.4: Prinzip des engen Kopplung

Im Gegensatz zur losen Kopplung verwendet das Verfahren der engen Kopplung nur ein Filter zur Berechnung der Navigationsgrößen bzw. deren Fehler aus den Beobach-

tungen der einzelnen Navigationssensoren (z.B. GNSS Pseudostrecken, Änderungsrate der Pseudostrecken, Phasen bzw. Code-Doppler, Drehraten und Beschleunigungen). Neben dem Vorteil der optimalen Filterung (im Gegensatz zur suboptimalen Lösung der losen Kopplung) können die Fehlerterme auch bei unvollständiger GNSS Beobachtung (weniger als vier Satelliten) geschätzt werden. Somit findet auch durch wenige Satellitenbeobachtungen eine Stützung des inertialen Systems statt. Bei kurzzeitigen Ausfall von Satellitenbeobachtungen z.B. bei Abschattung durch Gebäude oder Tunneldurchfahrten können zudem die Regelschleifen aufgrund der Kenntnis der Dynamik des Systems schneller geschlossen und Mehrdeutigkeiten durch Kenntnis der Position schneller gelöst werden.

3.3.3 Straffe Kopplung (*Tightly coupling*)

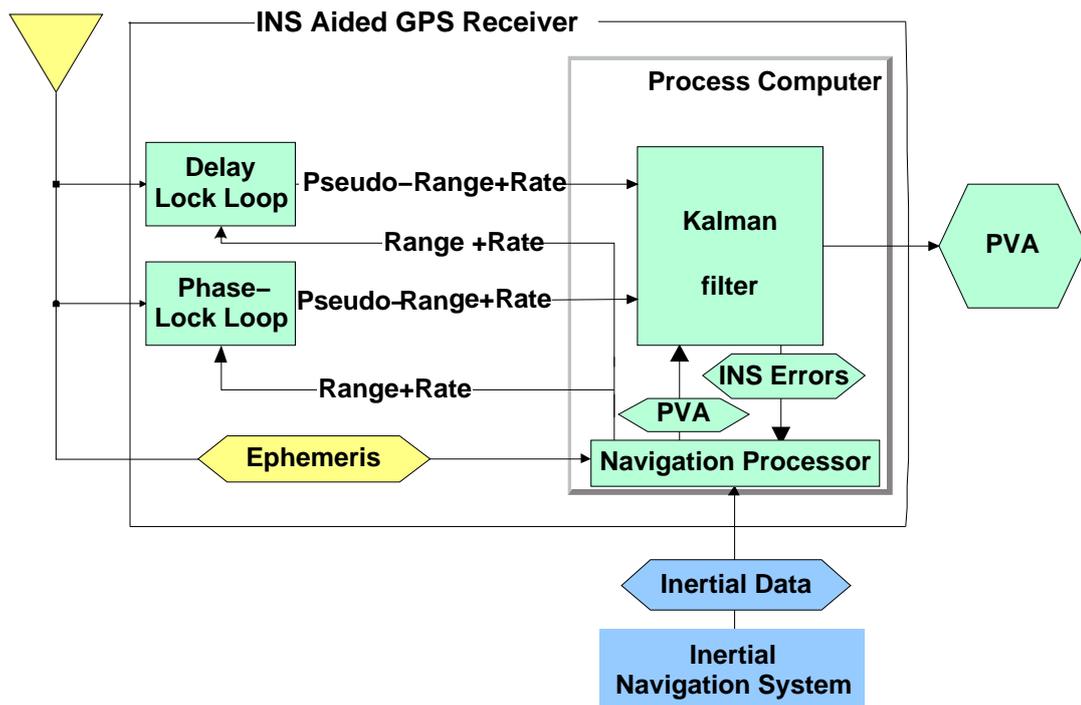


Abbildung 3.5: Prinzip des straffen Kopplung

Während bei der engen Kopplung die Fehlerparameter unterschiedlicher Systeme in einem zentralen Kalman-Filter geschätzt werden, nimmt die straffe Kopplung direkt Einfluss auf die Signalverarbeitung im Satellitenempfänger. Dieser leitet seine Pseudostre-

ckenmessung (Entfernungsmessung zwischen Satellit (Sender) und Empfänger durch Laufzeitmessung) durch Korrelation des Empfangssignals mit einem lokal reproduzierten Signal inklusive der Dopplerverschiebung ab. Dazu verfügt der Empfänger über einen steuerbaren Oszillator (NCO, *numerical controlled oscillator*), der durch eine geschlossene Regelschleife nachgeführt wird. Im Empfänger gibt es dafür zwei solcher Regelschleifen, die zum einen den Signalträger mittels einer FLL (*frequency locked loop*) bzw. PLL (*phase locked loop*) replizieren, zum anderen aber auch die niederfrequenteren Pseudo-Zufallsfolge (PRN, *pseudo random noise*) in der sogenannten DLL (*delay locked loop*) regeln. Eine Pseudostrecken-Messung kann dabei nur erfolgen, wenn die Regelschleifen eingerastet sind.

Werden die Regelabweichungen zu groß, verlieren die Regelschleifen die Rastung. Die Regelabweichung ist dabei von verschiedenen Parametern abhängig. Diese sind z.B. die Trägerfrequenz, das Signalrauschverhältnis (C/N0), die Integrationszeit der Korrelatoren, die Bandbreite der Regelstrecke, Stabilität des lokalen Oszillators sowie vor allem auch die Dynamik der Sichtlinie zwischen Empfänger und Satellit. Während das Signalrauschverhältnis proportional der Bandbreite der Regelstrecke ist, läßt sich diese jedoch aufgrund der erwarteten Dynamik nicht beliebig verringern. Ist die Dynamik des Systems jedoch bekannt, läßt sich diese kompensieren, wodurch eine Verringerung der Bandbreite und somit eine Vergößerung des Signalrauschabstandes ermöglicht wird [KELS02].

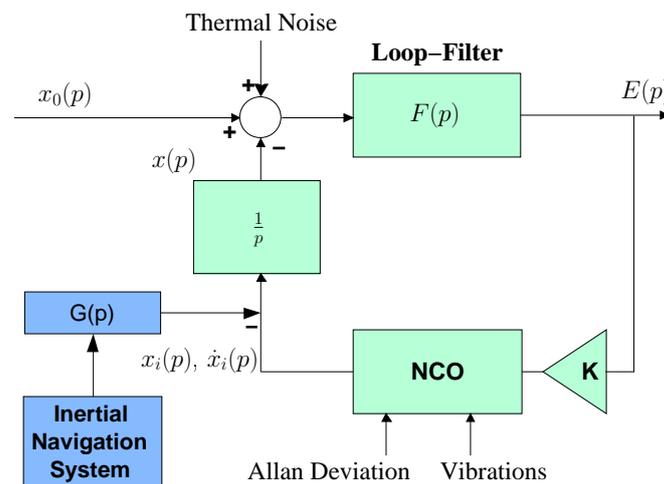


Abbildung 3.6: Delay-/Phase Locked Loop (DLL/PLL) mit inertialer Stützung

Als Grenzwert für die Nachführung innerhalb der PLL bzw. DLL lassen sich dabei

folgende Werte abschätzen:

$$\sigma_{PLL} = \sqrt{\sigma_T^2 + \sigma_A^2 + \sigma_V^2} + \frac{e(t)}{3} \leq 15^0 \quad (3.62)$$

$$\sigma_{DLL} = T_c \sqrt{\sigma_T^2 + \sigma_A^2 + \sigma_V^2} + \frac{e(t)}{3} \leq \frac{T_c}{6} \quad (3.63)$$

mit $\sigma_{PLL}, \sigma_{DLL}$ Regelabweichung (Tracking-Fehler) von PLL bzw. DLL

σ_T thermisches Rauschen

σ_A Allan Varianz

σ_V Vibration des Oszillators

$e(t)$ Dynamikfehler

T_c Chiplänge ($T_{cGPS\ CA} = \frac{1}{1.023e6} s$; $T_{cGPS\ P(Y)} = \frac{1}{10.23e6} s$)

Zur Minimierung des Phasenrauschens und damit zur Optimierung der Genauigkeit der Pseudostreckenmessung muss die Regelabweichung minimiert werden. Unter Vernachlässigung der Allan-Varianz, die durch Verwendung eines stabileren Oszillators verringert werden kann sowie der Oszillator Vibration, die durch die Einbaumechanik sowie Umgebung definiert wird, lassen sich somit die Einflüsse des thermischen Rauschens sowie der Dynamik optimieren. Das thermische Rauschen σ_T lässt sich beschreiben durch

$$\sigma_T^2 = \frac{B_L}{C/N_0} \left(1 + \frac{1}{2C/N_0} \right) \left(\frac{\lambda}{2\pi} \right)^2 \quad (3.64)$$

mit λ Wellenlänge des Trägers

B_L Bandbreite der Regelstrecke

Der Einfluss der Dynamik ist gegeben durch

$$e(t) = \frac{1}{\omega_L^2} \ddot{x}_0 \quad (3.65)$$

mit ω_L Kreisfrequenz der Regelstrecke

(z.B. $\approx 1.89B_L$ bei einer Regelschleife 2. Ordnung)

\ddot{x}_0 Beschleunigung der Pseudostrecke

Um die Regelabweichung zu minimieren, kann somit einerseits die Bandbreite der Re-

gelschleife verringert werden, andererseits verliert die Regelschleife dadurch bei hoher Dynamik der Sichtlinie leichter die Rastung. Kann jedoch die Dynamik der Sichtlinie z.B. durch Messung der inertialen Beschleunigung hinreichend genau bestimmt werden, kann der Einfluss der Dynamik minimiert und somit auch die Bandbreite herabgesetzt werden. Weiterhin kann ein z.B. durch Abschattung verlorenes Signal schneller reaktiviert werden, da aufgrund der Minimierung der Dynamik der Dopplersuchraum verringert werden kann. Straffe Kopplung eignet sich daher insbesondere für Anwendungen mit hoher Dynamik. Den prinzipiellen Aufbau eines Empfängers mit straffer Kopplung zeigt Abbildung 3.5.

Abbildung 3.6 zeigt den prinzipiellen Aufbau einer Regelschleife mit inertialer Stützung zur Kompensation des Einflusses der Dynamik. Durch die IMU wird die Beschleunigung der Pseudostrecke bestimmt und von dem Signal der Regelstrecke abgezogen. Der dynamische Fehler gem. Gleichung 3.65 wird dann nicht mehr durch die Beschleunigung der Pseudostrecke sondern durch die Sensorfehler der IMU bestimmt:

$$e(t) = \frac{\delta a_{IMU}}{\omega_L^2} \quad (3.66)$$

$$\delta a_{IMU} = B + g\alpha(0) + gDt \quad (3.67)$$

mit B Bias der Beschleunigungsmesser
 D Bias der Drehratensensoren (Drift)
 $\alpha(0)$ anfänglicher Ausrichtungsfehler

Tabelle 3.3 zeigt eine Auswahl von möglichen Parametern für stabiles Tracking gem. Gleichung 3.63. Praktische Versuche zeigen jedoch, dass der Leistungsgewinn aufgrund des Hebelarms zwischen dem Antennen-Phasenzentrum und dem Baryzentrum der IMU und den dadurch auftretenden Beschleunigungen begrenzt ist [KAE04].

3.3.4 Ultrastraffe Kopplung (*Ultra-tightly coupling*)

Ein noch recht neuer Ansatz integriert inertielle Messungen bereits in der Regelstrecke der PLL bzw. DLL. Die Regelschleifen können dadurch optimal auf die Dynamik des

Systemdesign	Charakteristik der IMU	Beschleunigung der Regelgröße	Bandbreite B_L [Hz]	min. C/N0 [dB Hz]
DLL (ungestützt)	–	90	2.0	20
DLL + MEMS IMU	$10^\circ/h, 1mg$	0.4	0.2	7.3
DLL + FOG IMU	$1^\circ/h, 0.1mg$	0.04	0.06	2.3
DLL + RLG IMU	$0.01^\circ/h, 0.01mg$	0.004	0.02	-2.6

Tabelle 3.3: Leistung der Regelschleife bei straffer Kopplung nach [KAE04]

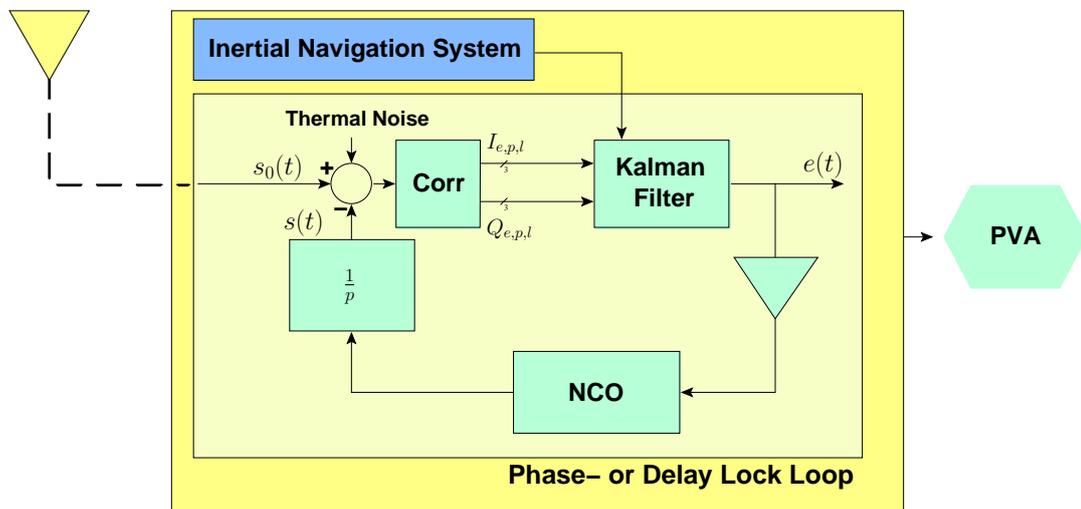


Abbildung 3.7: Prinzip des ultrastraffen Kopplung.

Systems abgestimmt werden, wodurch die Oszillatoren im optimalen Arbeitspunkt arbeiten. Abbildung 3.7 zeigt das Blockschaltbild eines solchen Systems. Das (bisherige) passive Schleifenfilter wird nun durch ein aktives, optimales Integrationsfilter ersetzt. In ihm werden zum einen die integrierte Navigationslösung, zum anderen aber auch die Kontrollparameter für die Regelschleifen berechnet. Als Beobachtungen dienen die komplexen Korrelatorwerte (I (in-phase) und Q (quadra-phase)). Je nach Integrationszeit der Korrelatoren stehen damit Beobachtungen mit einer Rate von 50 bis 1000 Hz einer Aktualisierungsrate des dynamischen Fehlermodells von ca. 100 bis 200 Hz - je nach Datenrate der IMU - gegenüber. Somit können auch weniger leistungsstarke inertielle Sensoren für diese Architektur verwendet werden.

Die Beobachtungen folgen nun folgenden Gleichungen [KAE04]:

$$I_k = \frac{S}{N} D_k \frac{\sin(\pi \Delta f_k T)}{\pi \Delta f_k T} R(\Delta \tau_k) \cos(\Delta \phi_k) + \eta_k \quad (3.68)$$

$$Q_k = \frac{S}{N} D_k \frac{\sin(\pi \Delta f_k T)}{\pi \Delta f_k T} R(\Delta \tau_k) \sin(\Delta \phi_k) + \xi_k \quad (3.69)$$

$$\frac{S}{N} = \sqrt{\frac{C}{N_0 B_L}} \quad (3.70)$$

mit I_k, Q_k	Messwerte der Korrelatoren
S/N	Signal-Rausch Verhältnis
C/N_0	Träger-Rausch Verhältnis pro 1 Hz Bandbreite
B_L	einseitige Bandbreite der Regelschleife
D_k	Datenbit der Navigationsnachricht
$R(\Delta \tau_k)$	Autokorrelationsfunktion des GNSS Signals
T_c	Dauer eines Chips des GNSS Kode
Δf_k	Frequenzfehler zwischen Träger und Replika (FLL)
$\Delta \tau_k$	Phasendifferenz von GNSS Kode und Kode Replika (DLL)
$\Delta \phi_k$	Phasendifferenz zwischen Träger und Replika (PLL)
η_k, ξ_k	weisses Rauschen
T	Integrationszeit
k	Epoche

Sie sind somit eine direkte Funktion der Regelfehler von FLL, PLL und DLL. Zudem sind sie über partielle Ableitungen mit dem Positions- bzw. Geschwindigkeitsfehler

verknüpft:

$$\Delta\tau_k = \frac{\delta\tau_k}{\delta x_k} \Delta x_k + \frac{\delta\tau_k}{\delta y_k} \Delta y_k + \frac{\delta\tau_k}{\delta z_k} \Delta z_k + \Delta C_k \quad (3.71)$$

$$\Delta\phi_k = \frac{2\pi}{\lambda} \left(\frac{\delta\tau_k}{\delta x_k} \Delta x_k + \frac{\delta\tau_k}{\delta y_k} \Delta y_k + \frac{\delta\tau_k}{\delta z_k} \Delta z_k + B_k + \Delta C_k \right) \quad (3.72)$$

$$\Delta f_k = -\frac{f}{c} \left(\frac{\delta\dot{\tau}_k}{\delta x_k} \Delta x_k + \frac{\delta\dot{\tau}_k}{\delta y_k} \Delta y_k + \frac{\delta\dot{\tau}_k}{\delta z_k} \Delta z_k + \frac{\delta\dot{\tau}_k}{\delta \dot{x}_k} \Delta \dot{x}_k + \frac{\delta\dot{\tau}_k}{\delta \dot{y}_k} \Delta \dot{y}_k + \frac{\delta\dot{\tau}_k}{\delta \dot{z}_k} \Delta \dot{z}_k + \Delta \dot{C}_k \right) \quad (3.73)$$

Je nach Anzahl m der Korrelatoren gehen somit $2m$ Beobachtungen (I und Q) pro Satellit in das Optimalfilter ein. Der Zustandsvektor besteht somit neben den Positions-, Geschwindigkeits- und IMU-Fehlern aus den Fehlern der Regelschleifen. $\Delta\tau_{k_i}$, $\Delta\phi_{k_i}$ und Δf_{k_i} pro Kanal/Satellit i .

Somit sind die Regelschleifen nicht mehr unabhängig - die Messungen aller Satelliten gehen in die Bestimmung der Regelabweichung eines Kanals ein (VDLL, Vector Delay Lock Loop), so dass auch bei schlechtem Signal-Rausch-Verhältnis - z.B. durch Störsender oder Interferenz - eine Rückkopplung erfolgt und die Regelschleife länger gerastet bleibt [KAE04].

3.3.5 Beurteilung der Kopplungsmethoden hinsichtlich des Einsatzes bei der Eisenbahn

Der Einsatz von GNSS/INS Systemen unterliegt hinsichtlich der Anwendung auf schienegebundenen Fahrzeugen bestimmten Besonderheiten. Zum einen ist die Position des Gleises in der Regel hinreichend bekannt. Für die Unterscheidung des jeweiligen Gleises genügt somit in der Regel eine laterale Genauigkeit von ca. einem Meter. Zum anderen sind die Anforderungen hinsichtlich der longitudinalen Genauigkeit in der Regel - abhängig von der Umgebung - eher geringer (vgl. Tabelle 1.1 und 1.2).

Im Vergleich zum Kraftfahrzeug oder einem Flugzeug ist die Dynamik eher gering und im Wesentlichen auf zwei Freiheitsgrade beschränkt: Beschleunigung in Fahrtrichtung und Rotation um die Fahrzeug-Hochachse. Kopplungsmechanismen, die in die Signalverarbeitung des Satellitenempfängers eingreifen, sind daher nicht notwendig. Somit

kommen zunächst die lose und enge Kopplung in Betracht. Das Hauptunterscheidungsmerkmal aus Anwendungssicht ist zunächst die Tatsache, dass bei Abschattung des Satellitensignals das Inertialsystem bei loser Kopplung ungestützt bleibt, solange nicht mindestens vier Pseudostreckenmessungen vorliegen, während bei der engen Kopplung auch eine einzelne Pseudostrecke als Beobachtung das Gesamtsystem stützt. Andererseits gibt es gerade bei Schienenfahrzeugen weitere verlässliche Beobachtungen, die auch bei Abschattung einzelner Satelliten das System sinnvoll stützen können, wie z.B. Geschwindigkeitsmesser auf Basis von Hodometer oder Doppler-Radar und Positionsbeobachtungen durch Balisen. Zudem steigt mit zunehmender Integrationstiefe die Gefahr eines Totalausfalles des Systems bei Störung einzelner Komponenten, was gerade bei sicherheitsrelevanten Systemen für eine möglichst hohe Toleranzschwelle des Kopplungsverfahrens spricht. Desweiteren bietet vor allem die lose Kopplung ein hohes Maß an Flexibilität hinsichtlich der einfachen Erweiterung mit weiteren Sensoren. Aus diesem Grund scheint die lose Kopplung für die Anwendung der Navigation schienengebundener Fahrzeuge der beste Ansatz hinsichtlich Genauigkeit, Verlässlichkeit und Verfügbarkeit.

Bezüglich der Gleisvermessung mit hoher Genauigkeit basiert die integrierte Navigationslösung auf einer phasenfixierten GNSS-Position. Eine gemeinsame Prozessierung von inertialen Daten und GNSS Beobachtungen von Kode-Entfernung und akkumulierter Doppler-Entfernung bei gleichzeitiger Lösung der integralen Mehrdeutigkeiten der Trägerphase ist derzeit nicht möglich, so dass für diese Anwendung die lose Kopplung die einzige Möglichkeit darstellt.

3.4 Dynamisches Modell

Basis des dynamischen Modells einer Multi-Sensor Integration mit inertialen Sensoren sind die Fehlergleichungen, wie sie z.B. durch [Sch87] oder [Jek01] beschrieben werden. Sie beschreiben die dynamische Fortschreitung von Fehlern in Lage, Position und Geschwindigkeit. Im folgenden soll dieses grundlegende Modell, welches die Fehlerfortschreitung eines ungestützten inertialen System beschreibt, mit der Designmatrix F_{Free} bezeichnet werden. Auf eine Ableitung der zugrundeliegenden Fehlergleichungen sei hier verzichtet, da dies bereits ausführlich in der entsprechenden Fachliteratur diskutiert wurde.

Dieses dynamische Modell berücksichtigt keine systematischen Fehler der Beschleunigungsmesser und Drehratensensoren. Die Fehleranalyse der Sensoren liefert die elementaren, systematischen Fehler der Sensoren [WHE97, ES89]. Dies sind im Wesentlichen Nullpunktfehler (Bias) und Skalenfaktorfehler:

$$\delta\omega = \delta\omega_b + \kappa_\omega\omega + v_\omega \quad (3.74)$$

$$\delta a = \delta a_b + \kappa_a a + v_a \quad (3.75)$$

Wie Kapitel 2.3.1 und 2.3.2 verdeutlichen, sind die wesentlichen Fehlerquellen die Nullpunktfehler, so dass - um die Komplexität des Systems zu begrenzen - nur diese im Filter mitgeschätzt werden sollen.

Die (modellierten) Fehlerquellen führen zu einer Zustandsvektor-Erweiterung (s.a. Kapitel 3.2.2). Unter Berücksichtigung der o.g. Fehlerquellen ergibt sich folgender Zustandsvektor:

$$\mathbf{X}_{INS} = [\delta\Theta, \delta\mathbf{v}, \delta\mathbf{r}, \mathbf{d}, \mathbf{b}]$$

Die ersten neun Zustände beschreiben die Navigationsfehler des Inertialsystems:

- $\delta\Theta$ Lagefehler in Nord-, Ost- und Abwärtsrichtung
- $\delta\mathbf{v}$ Geschwindigkeitsfehler in Nord-, Ost- und
Abwärtsrichtung
- $\delta\mathbf{r}$ Positionsfehler in Breite, Länge und Höhe

Sie beschreiben das Fehlerverhalten des freilaufenden, nicht gestützten Inertialsystems und werden im wesentlichen durch die Designmatrix \mathbf{F}_{Free} beschrieben (s.o.). Die nächsten sechs Zustände resultieren aus der Fehleranalyse und repräsentieren die wichtigsten Fehlergrößen des INS:

- \mathbf{d} Vektor der unkompenzierten Driften $\delta\omega_b$ der Drehratensensoren
- \mathbf{b} Vektor der unkompenzierten Biase δa_b der Beschleunigungsmesser

Sie können nur durch zusätzliche Beobachtungen geschätzt werden und beschreiben somit ein verbessertes physikalisches Modell, welches somit wie folgt beschrieben werden kann:

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} & \mathbf{C}_b^n & \bar{0} \\ \mathbf{F}_{\text{Free}}[9 \times 9] & \bar{0} & \mathbf{D}\mathbf{C}_b^n \\ & \bar{0} & \bar{0} \\ \bar{0} \ \bar{0} \ \bar{0} & -\mathbf{I} \cdot \beta_g & \bar{0} \\ \bar{0} \ \bar{0} \ \bar{0} & \bar{0} & -\mathbf{I} \cdot \beta_a \end{pmatrix} \quad (3.76)$$

Eine Korrelation der Fehler von Kreisel und Beschleunigungsmesser werden durch den dreidimensionalen Vektor β berücksichtigt, deren Elemente durch die Fehleranalyse des Sensors bestimmt werden müssen. Die Matrix \mathbf{I} ist die 3x3 Einheitsmatrix.

Zur Transformation von Körper- in Navigationskoordinaten dient die Drehmatrix \mathbf{C}_b^n . Durch sie werden die Sensorfehler, definiert in Körperkoordinaten, in die lokalen Koordinaten (Navigationskoordinaten) transformiert.

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{pmatrix} \cos \gamma \cos \beta & \cos \gamma \sin \beta \sin \alpha - \sin \gamma \cos \alpha & \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma + \sin \gamma \sin \alpha \\ \cos \beta \sin \gamma & \sin \gamma \sin \beta \sin \alpha + \cos \gamma \cos \alpha & \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma - \sin \alpha \cos \gamma \\ -\sin \beta & \cos \beta \sin \alpha & \cos \alpha \cos \beta \end{pmatrix} \quad (3.77)$$

mit

α	Rollwinkel
β	Nickwinkel
γ	Gierwinkel (Azimuth)

Die Matrix \mathbf{D} skaliert die linearen Geschwindigkeiten in Drehraten auf dem Längen- bzw. Breitengrad.

$$\mathbf{D} = \begin{pmatrix} \frac{1}{R} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{R \cos \Phi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}$$

Die im folgenden Kapitel 3.5.1 beschriebenen Systemgleichungen sind im Wesentlichen Vereinfachungen der Designmatrix 3.76 unter Berücksichtigung der der Ausrichtung zugrundeliegenden Randbedingungen - z.B. der Null-Geschwindigkeit.

3.5 Beobachtungsgleichungen

3.5.1 Ausrichtung

Grobausrichtung

Bei der Ausrichtung des Inertialsystems (engl. *Initial Alignment*) macht man sich die Kenntnis zu Nutze, dass sich das System in Ruhe befindet. Die gemessenen Beschleunigungen \mathbf{a} sind damit ausschliesslich der Gravitation zuzuschreiben. Aus der Verteilung des Gravitationsvektors auf die drei orthogonalen Sensoren des Inertialsystems lässt sich die horizontale Lage (Nick- und Rollwinkel) ableiten.

$$\mathbf{a}^b = \mathbf{C}_n^b \mathbf{a}^n = -\mathbf{C}_n^b \mathbf{g}^b = -\mathbf{g}^b \quad (3.78)$$

$$\phi_{Roll} = \tan^{-1} \frac{a_y}{a_z} \quad (3.79)$$

$$\phi_{Nick} = \sin^{-1} \frac{a_x}{g(\mathbf{r})} \quad (3.80)$$

Ist die Position in guter Näherung bekannt, ist ausserdem die Bestimmung des Gesamt-Bias möglich, wenn man anhand der Position aus dem Gravitationsmodell der Erde die Soll-Gravitation $g(\mathbf{r})$ berechnet. Die Verteilung dieses Bias auf die drei Achsen des Inertialsystems ist aber im statischen Zustand nicht möglich.

Befindet sich das System in Ruhe, messen die Rotationssensoren die Erdrotation. Der Vektor der Erdrotation weist dabei in Nordrichtung, wodurch eine Schätzung des Gierwinkels (Azimuth) möglich ist. Zudem lässt sich aus dem Winkel zwischen Erdrotation und Gravitation der Breitengrad ableiten (*Gyrocompassing*).

$$\Phi = \frac{\pi}{2} \cos^{-1} \frac{\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}}{|\mathbf{a}| |\mathbf{b}|} \quad (3.81)$$

$$\phi_{Gier} = \tan^{-1} \frac{-a_y b_z + a_z b_y}{\sin \Phi a_x \omega_e + b_x g(\mathbf{r})} \quad (3.82)$$

Die Transformationsmatrix zwischen Körper- und Navigationssystem läßt sich somit abschätzen zu

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\mathbf{g} \\ \omega_e \cos \Phi & 0 & \omega_e \sin \Phi \\ 0 & \mathbf{g} \omega_e \cos \Phi & 0 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (\mathbf{a}^b)^T \\ (\omega_{ib}^b)^T \\ (-\mathbf{a}^b \times \omega_{ib}^b)^T \end{bmatrix} \quad (3.83)$$

Dieses sogenannte *coarse alignment* bietet nur eine grobe Schätzung der Lageparameter, da sie Fehler der Beschleunigungsmesser und Drehratensensoren bisher nicht berücksichtigt. Sie liefert zudem keine Aussage über die Genauigkeit der Schätzung. Sie bietet aber einen guten Näherungspunkt für die folgende Feinausrichtung (engl. *fine alignment*).

Feinausrichtung

Die geschätzten Lagewinkel der Grobausrichtung werden für die Initialisierung der Feinausrichtung genutzt. Im ersten Schritt gehen als Beobachtungen die Innovationen der Beschleunigungsmesser-Beobachtungen ein (also die Differenz zwischen gemessener und prädizierter Beschleunigung). Diese Art der Feinausrichtung ergibt zwar keinen Genauigkeitsgewinn im Vergleich zur Grobausrichtung, erlaubt aber die Bestimmung der Kovarianzmatrix. Der Zustandsvektor für diese erste Stufe der Feinausrichtung beschreibt daher auch keine Messgerätefehler, sondern ausschließlich Lagewinkel.

Das (kontinuierliche) Systemmodell und die Beobachtungsgleichungen zeigen die Gleichungen 3.84 und 3.85.

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_e \sin \Phi & 0 \\ \omega_e \sin \Phi & 0 & \omega_e \cos \Phi \\ 0 & -\omega_e \cos \Phi & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{pmatrix} \quad (3.84)$$

$$\begin{pmatrix} \delta a_N \\ \delta a_E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \psi_N \\ \psi_E \\ \psi_D \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} v_N \\ v_E \end{pmatrix} \quad (3.85)$$

Kleine Beschleunigungen des Fahrzeuges durch äußere Einflüsse (z.B. Wind, Motorvibrationen, etc) sowie das Rauschen der Beschleunigungsmesser werden durch den

Rauschvektor $\mathbf{v}^n = (v_N, v_E)^T$ erfasst. Die Beobachtungen sind Beschleunigungen in der Ebene, die bei korrekter Lage und ohne Bewegung des Fahrzeuges Null sind. Sie werden aus den gemessenen Beschleunigungen durch Rotation mit der Lagematrix aus der Grobausrichtung abgeleitet:

In einem weiteren Schritt wird der Zustandsvektor um die Drift der Drehratensensoren und Fehler der horizontalen Geschwindigkeit erweitert. Unter Vernachlässigung der Fehler von Beschleunigungsmesser, Gravitation und vertikaler Geschwindigkeit folgt der horizontale Geschwindigkeitsfehler:

$$\begin{aligned}\frac{d}{dt}\delta v_N &= -2\omega_e \sin \Phi \delta v_E + g\psi_E \\ \frac{d}{dt}\delta v_E &= 2\omega_e \sin \Phi \delta v_N - g\psi_E\end{aligned}\tag{3.86}$$

Berücksichtigt man die Drift der Drehratensensoren im Navigations-Koordinatensystem, ergibt sich - unter der Annahme eines stationären Fahrzeugs - die folgende Fehlerdynamik

$$\Delta\dot{\omega} = \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \Delta\omega_N \\ \Delta\omega_E \\ \Delta\omega_D \end{pmatrix} = (0)\tag{3.87}$$

Weiter gilt bei gegebener (Näherungs-) Position \mathbf{r}

$$\delta\omega_{in}^n = \begin{pmatrix} \frac{\delta v_E}{|\mathbf{r}|} \\ -\frac{\delta v_N}{|\mathbf{r}|} \\ -\frac{\delta v_D}{|\mathbf{r}|} \tan \Phi \end{pmatrix}\tag{3.88}$$

und somit mit dem Zustandsvektor $\mathbf{x} = (\Psi_N \Psi_E \Psi_D \Delta\omega_N \Delta\omega_E \Delta\omega_D \delta v_N \delta v_E)^T$ die Systemmatrix

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_e \sin \Phi & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{r} \\ \omega_e \sin \Phi & 0 & \omega_e \cos \Phi & 0 & -1 & 0 & -\frac{1}{r} & 0 \\ 0 & -\omega_e \cos \Phi & 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & \frac{1}{r} \tan \Phi \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -2\omega_e \sin \Phi \\ -g & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\omega_e \sin \Phi & 0 \end{pmatrix} \quad (3.89)$$

Die Beobachtungen sind nun die horizontalen Geschwindigkeiten - somit direkt die aus der Strapdown-Prozessierung gerechnete horizontale Geschwindigkeit (unter der Annahme, dass das System stationär ist). Ist eine Azimuth-Beobachtung vorhanden (z.B. aus einem Streckenatlas oder einem Magnetkompass), läßt sich auch dieser Fehler direkt beobachten und das System stützen. Für die Beobachtungsgleichung gilt somit:

$$\mathbf{z} = \begin{pmatrix} \delta v_N \\ \delta v_E \\ \psi_D \end{pmatrix} \quad (3.90)$$

$$= \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \mathbf{x} + \begin{pmatrix} \sigma_{vel}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{vel}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{az}^2 \end{pmatrix} \quad (3.91)$$

mit σ_{vel} und σ_{az} die Standardabweichung der Geschwindigkeits- und Azimuthbeobachtung.

3.5.2 Dynamische Stützung

Für die dynamische Stützung des Filters (*Update*) können verschiedene Beobachtungen verwendet werden:

- Dreidimensionale Position (GPS, Balise)
- Dreidimensionale Geschwindigkeit im Navigationssystem (GPS)

- Eindimensionale Geschwindigkeit im Körpersystem (Hodometer)
- Zweidimensionale Null-Geschwindigkeit im Körpersystem (Spurführung des Fahrzeugs)

Die Beobachtungen für die Stützung berechnen sich als Differenz zwischen externer Messung und abgeleitetem Systemzustand. Für die Positionsstützung ergibt sich somit:

$$\mathbf{r}_{\text{GPS,Balise}} - \mathbf{r}_{\text{INS}} = \delta\mathbf{r} + \mathbf{n} \quad (3.92)$$

mit

\mathbf{r}	berechneter Positionsvektor
$\delta\mathbf{r}$	Vektor des Positionsfehlers
\mathbf{n}	weisses Rauschen

Um den Geschwindigkeitsfehler zu bestimmen, wird ebenfalls die Differenz zwischen der aus dem Inertialsystem abgeleiteten Geschwindigkeit und der aus Dopplermessungen berechneten GNSS Geschwindigkeit gebildet. Dieser Differenzvektor steht mit dem Geschwindigkeitsfehler des Zustandsvektors über die Skalierungsmatrix \mathbf{D} (s.o.) in Verbindung. Daher lässt sich auch der Geschwindigkeitsfehler direkt beobachten:

$$\mathbf{v}_{\text{GPSDoppler}} - \mathbf{v}_{\text{INS}} = \mathbf{D}^{-1}\delta\mathbf{v} + \mathbf{n} \quad (3.93)$$

Wie schon im Abschnitt 3.5.1 diskutiert, ist die Kenntnis der Null-Geschwindigkeit von besonderer Bedeutung, lassen sich doch an ihr die Biase kalibrieren. Bei der spurgebundenen Fahrzeugführung kann man sich daher zu Nutze machen, dass die Geschwindigkeit in vertikaler und lateraler Richtung im körperfesten System Null ist. Während dies für die vertikale Achse in jedem Fall zutrifft, ist für die laterale Achse der Sinuslauf des Schienenfahrzeugs zu berücksichtigen, der durch die konusförmige Lauffläche der Radreifen hervorgerufen wird. Diese bewirken eine Rückstellkraft zur Gleismitte und somit eine Zentrierung des Fahrzeuges im Gleis. Amplitude und Frequenz des Sinuslaufs sind dabei im Wesentlichen von Geschwindigkeit und Fahrzeugtyp (Masse, Drehgestelltyp, Drehgestellabstand, etc.) abhängig. Eine Modellierung ist daher aufwändig. Da die mittlere Geschwindigkeit in lateraler Richtung aber in jedem Fall Null ist, kann diese Komponente in erster Näherung auch durch einen Gaußschen Rauschprozess modelliert werden.

In Zusammenhang mit einem Geschwindigkeitssensor in Fahrtrichtung ergibt sich somit wieder eine dreidimensionale Geschwindigkeit, diesmal jedoch im körperfesten System. Sie muss daher zunächst mittels der (fehlerbehafteten) Rotationsmatrix C_b^n in das Navigationssystem transformiert werden.

$$\mathbf{v}_{INS} = C_b^n \mathbf{v}_{REF} + C_e^n \dot{l}^e \quad (3.94)$$

Es ergibt sich somit die Beobachtungsgleichung

$$\mathbf{z} = \mathbf{v}_{INS} - C_b^n \mathbf{v}_{REF} - C_e^n \dot{l}^e \quad (3.95)$$

Diese nichtlineare Gleichung kann linearisiert und vereinfacht werden und führt dann zu einer Messgleichung, die in Abhängigkeit der Zustandsgrößen wie folgt ausgedrückt werden kann [TW97]:

$$\mathbf{z} = \delta \mathbf{v}^n - \mathbf{D} \mathbf{v}_{INS}^n \times \Theta^n - \mathbf{D} C_b^n \delta \mathbf{v}_{REF}^b \quad (3.96)$$

Durch die Differenzierung (Linearisierung) verschwindet zudem der Einfluss des rotierenden Hebelarms \dot{l}^e zwischen INS und Geschwindigkeitssensor. Das zusätzliche Messrauschen ist durch die Fehleranalyse des Geschwindigkeitssensors und des Sinuslaufs des Fahrzeugs zu parametrisieren.

Wird ein Hodometer verwendet, ist eventuell mit Schlupf zu rechnen. Da Schlupf in Abhängigkeit von vielen Parametern auftritt (2.4.1), ist eine Modellierung schwer. Geht die Hodometer-Geschwindigkeit als Beobachtung in das Filter mit ein, kann jedoch über einen Ausreißertest (Kapitel 3.2.4) Schlupf erkannt und die Beobachtung verworfen werden.

3.6 Technische Realisierung der Sensorkopplung

Grundgedanke bei der Implementierung des Filters war ein objektorientiertes Design und die Trennung von Filteralgorithmik und Filtermodellierung. Die technische Realisierung stellt daher zwei Basisklassen bereit: eine Filterklasse mit den Standard Methoden der Kalman-Filter-Algorithmik und eine Modellklasse als virtuelle Referenz für das physikalische Modell, auf dem das Kalman Filter arbeitet.

Abbildung 3.8 zeigt das UML Modell der Basisklassen von Kalman Filter und physikalischem Modell. In Hinblick auf die Portierbarkeit auf andere Plattformen - vor allem auch auf Plattformen ohne Fließkomma Recheneinheiten (FPU, *floating point processing unit*) - sind die Klassen als Template-Klassen deklariert. Zur Speicherung von Vektoren und Matrizen dient die freie Bibliothek **tnt** (*template numerical toolkit*), die ebenfalls Template-Basisklassen für numerische Matrizen und Vektoren bereitstellt sowie die grundlegenden Methoden wie Subtraktion, Addition, Multiplikation und einfache Division implementiert [Poz, BBC⁺94]. Zudem bietet sie ein einfaches Interface zu den Algorithmen des *linear algebra package* (LAPACK) [ABB⁺79].

Für die Berechnung der Verstärkungs- und Kovarianzmatrix innerhalb der Kalmanfilter-Klasse wurde der von Bierman und Thornton beschriebene Algorithmus der UDU-Faktorisierung verwendet [Hot89]. Zusätzlich wird die Kovarianzmatrix nachträglich auf ihre positiv-definite Eigenschaft überprüft und gegebenenfalls symmetrisiert.

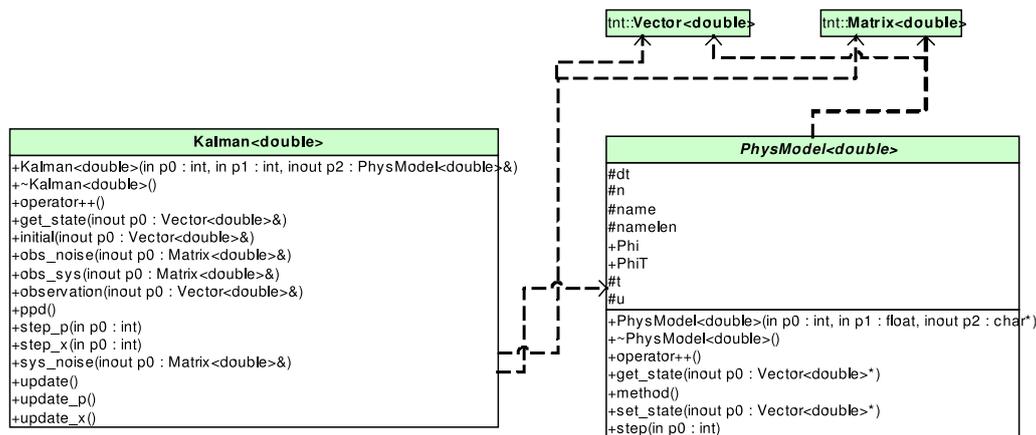


Abbildung 3.8: Die Abbildung zeigt das UML Modell der Basisklassen, die die Grundlage der Kalman-Filter Implementierung bilden.

Abgeleitet von der virtuellen Basisklasse des physikalischen Modells wurde zunächst ein Basismodell zur Beschreibung einer frei laufenden inertialen Messeinheit erstellt, welches das dynamische Verhalten für die Zustände Lage-, Position- und Geschwindigkeitsfehler beschreibt [Sch87].

Weitere Ableitungen fügen zusätzliche Fehlerparameter wie Drift und Bias hinzu oder vereinfachen die Fehlergleichungen bezüglich veränderter Randbedingungen wie zum Beispiel beim Alignment. Abbildung 3.9 zeigt die Hierarchie der den beiden Projekten zugrundeliegenden physikalischen Modelle.

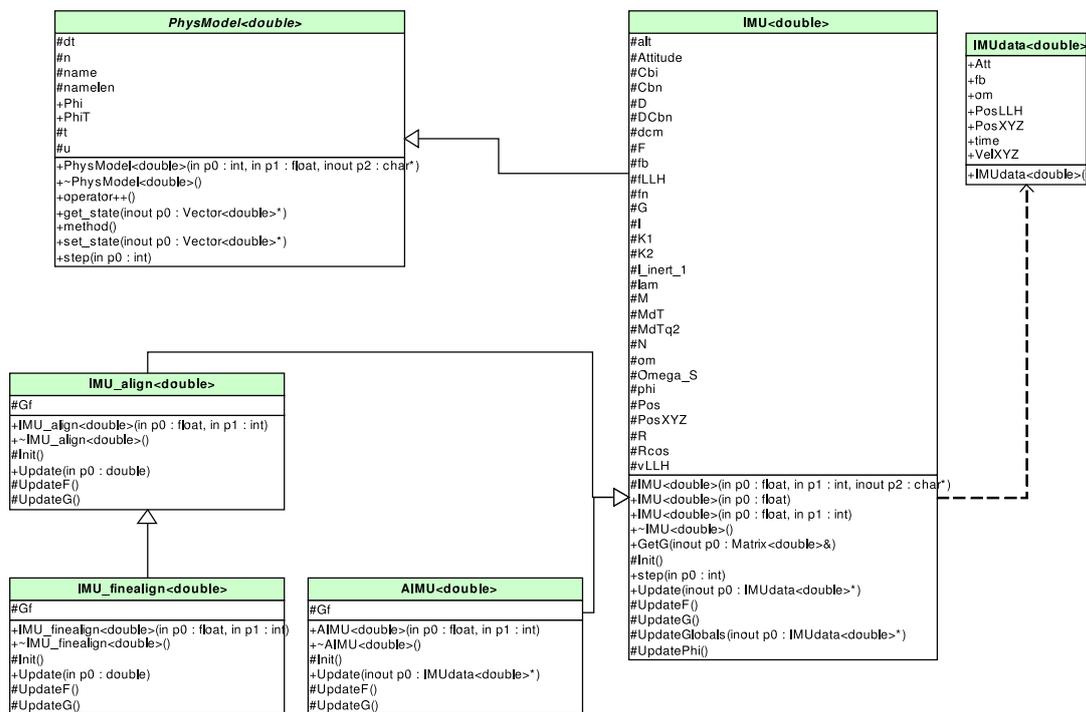


Abbildung 3.9: UML Modell der Klassenstruktur der verwendeten physikalischen Modelle.

4 Präzise Gleisvermessung

Zur Beurteilung der dynamischen Fahrsicherheit (DYnamic SAFety) und des Fahrkomforts vor allem von Hochgeschwindigkeitszügen wie dem neuen, deutschen ICE3 oder ICT ist die Kenntnis über die Gleislage bzw. den Gleislagefehler von elementarer Bedeutung. Eine Arbeitsgruppe innerhalb eines von ERRI (European Rail Research Institute) koordinierten, europäischen Projektes (DYSAF), bestehend aus der Firma *C+K Computer und Kommunikation GmbH Starnberg* und der Universität der Bundeswehr München, hat sich daher das Ziel gesetzt, mittels neuer zur Verfügung stehender Technologien die Gleislage und vor allem auch deren langwellige Fehler mit einer Auflösung im Millimeterbereich zu vermessen. Kernpunkt der Messeinrichtung TIMS ist dabei eine von den Eigenschwingungen der Lokomotive durch elastische Aufhängung weitgehend entkoppelte, starre Plattform, die durch die Integration von differentiellem GPS und einem hochgenauen Strapdown-Inertialnavigationssystem absolut positioniert wird. Über mit der Plattform starr verbundene Messarme wird zudem der horizontale und vertikale Abstand zu den Gleisköpfen gemessen, so dass zu jedem Messzeitpunkt die absolute Position des jeweiligen Gleiskopfes abgeleitet werden kann. Die Integration der Positions-, Geschwindigkeits- und Lagesensoren erfolgt dabei innerhalb eines Optimalfilters (Kalman-Filter), der in der Nachbearbeitung durch sog. *Smoothing* Rauscheinflüsse weitestgehend beseitigt [LLEM00, LKEM01, LEKM01, LME⁺01].

Die europäischen Eisenbahngesellschaften interessieren sich seit langem für die Bestimmung der Systemantwort schnellfahrender schienengebundener Fahrzeuge auf langwellige Gleislagefehler und die Identifizierung signifikanter Störungen und deren Einfluß auf das Entgleisungspotential. Das europäische Eisenbahninstitut ERRI (European Rail Research Institute) in Utrecht / Niederlande hatte in den vergangenen Jahren eine Expertengruppe (C 210) ins Leben gerufen, die sich mit diesen Fragestellungen beschäftigte. Hier wurde insbesondere die Korrelation von Fahrzeugantwort und

Gleislagefehlern gesucht. Seitdem wurde im Rahmen eines europäischen Vorhabens (DYSAF) die Entgleisungsgefährdung, z.B. auch bei schnellfahrenden Neigezügen, betrachtet.

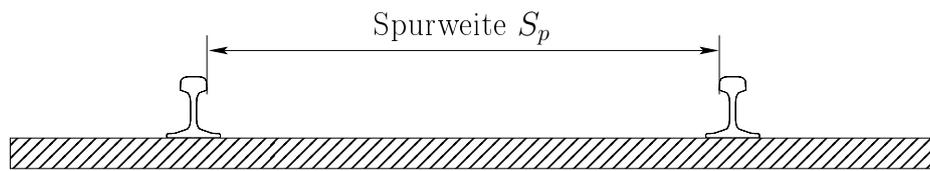
Ziel der vorliegenden Teilarbeit war die Messung von Gleislagefehlern ab einer Wellenlänge von 2 m, aber insbesondere auch von langwelligen Gleislagefehlern mit Wellenlängen von 80 m und mehr, mit einer Genauigkeit im Millimeterbereich. Auf einer Teststrecke von ca. 15 km Länge wurde das System hinsichtlich Genauigkeit und Wiederholbarkeit der Messergebnisse getestet. Die Messungen erfolgten bei Geschwindigkeiten von 15 - 60 km/h, wodurch sich aufgrund des Systemdesigns eine Ortsauflösung von $\leq 20 \text{ cm}$ ergibt.

4.1 Gleislage

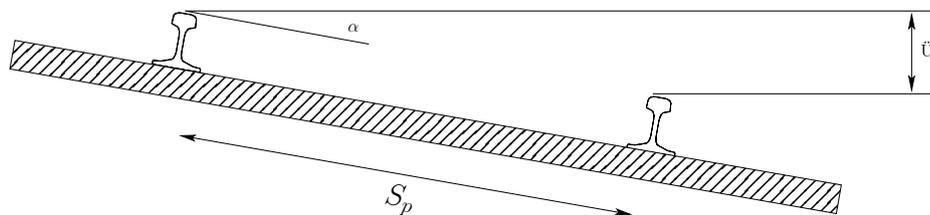
Bei der (geometrischen) Gleislage unterscheidet man zwischen der inneren und äußeren Gleislage. Die innere Gleislage beschreibt die Form des Gleiskörpers während die äußere Gleisgeometrie die Gleislage in Bezug auf geodätische Festpunkte beschreibt [Roe04]. Bisher werden die äußere Gleisgeometrie in der Regel durch Vermessungsdienste bestimmt. Die innere Gleisgeometrie wird dagegen durch Gleismesswagen erfasst. Das hier beschriebene System ist nun in der Lage, die innere und äußere Geometrie berührungslos bei relativ hohen Fahrgeschwindigkeiten zu erfassen. Es erfasst somit auch langwellige Fehler der Oberbaugeometrie formtreu.

Als Bezugspunkt der äußeren Gleisgeometrie dient die Gleismittellinie (Gleisachse). Die innere Gleisgeometrie bezieht sich dagegen auf die Innen- und Lauffläche des Gleiskopfes. Die Parameter der inneren Gleisgeometrie werden im folgenden dargestellt:

Spurweite ist der kleinste Abstand zwischen den Schienenkopffinnenflächen eines Gleises. Die Normalspurweite für Europa ist mit 1435 mm festgelegt worden. Im Kurvenverlauf wird aus Gründen von in sich nicht beweglichen 2-achsigen Fahrgestellen die Spurweite vergrößert (Spurerweiterung). Diese Aufweitung erfolgt zur Kurveninnenseite.



Überhöhung ist der Abstand zwischen den Tangentialebenen an die Gradienten (s.u.) beider Gleisstränge. Sie wird oft auch als 'Querhöhe' bezeichnet und stellt einen Höhenunterschied zwischen rechtem und linkem Gleisstrang dar. Die Überhöhung wird zur Kompensation der Fliehkräfte in Kurven verwendet und in der Regel auf dem kurvenäußeren Gleisstrang aufgetragen. Einen – fahrtechnischen – Idealzustand erreicht die Überhöhung, wenn die resultierende Kraft F_R aus Fliehkraft F und Gewichtskraft G senkrecht zu der Verbindung beider Schienenoberkanten wirkt.



Gradiente Die Gradiente ist nach [HMW93] der vertikale Verlauf (Längsprofil, Längshöhe, Steigung) der Trassierungslinie. Im Allgemeinen bezieht sich die Gradiente auf die Schienenoberkante der nicht überhöhten Schiene.

Krümmung Das horizontale Profil (Krümmung) des Gleises wird herkömmlich durch Pfeilhöhenmessung bestimmt. Eine Pfeilhöhe ist der orthogonale horizontal verlaufende Abstand eines Punktes zur Pfeilhöhenbasis (Sehne). In den meisten Fällen wird die Basis der Pfeilhöhenmessung (Sehne) durch die Abtastpunkte der Messachsen 1 und 3 des Messwagens festgelegt und die Pfeilhöhe an der Messachse 2 gemessen. Geringfügige Abweichungen von einer horizontal gelagerten Pfeilhöhe treten durch Überhöhung und Längsneigung eines Gleises auf, denen der Messwagen und somit auch die Pfeilhöhenmessanordnung im Fahrtverlauf folgt.

4.2 Systembeschreibung

Kernpunkt des Vermessungssystems ist die Integration der Trägerphasenlösung eines differenziellen GPS Systems mit den Messdaten eines inertialen Navigationssystems zur Positionierung einer Messplattform. Primär sollten hierbei präzise Daten aufgezeichnet und anschließend (offline) ausgewertet werden (Abbildung 4.1). Mit Hilfe

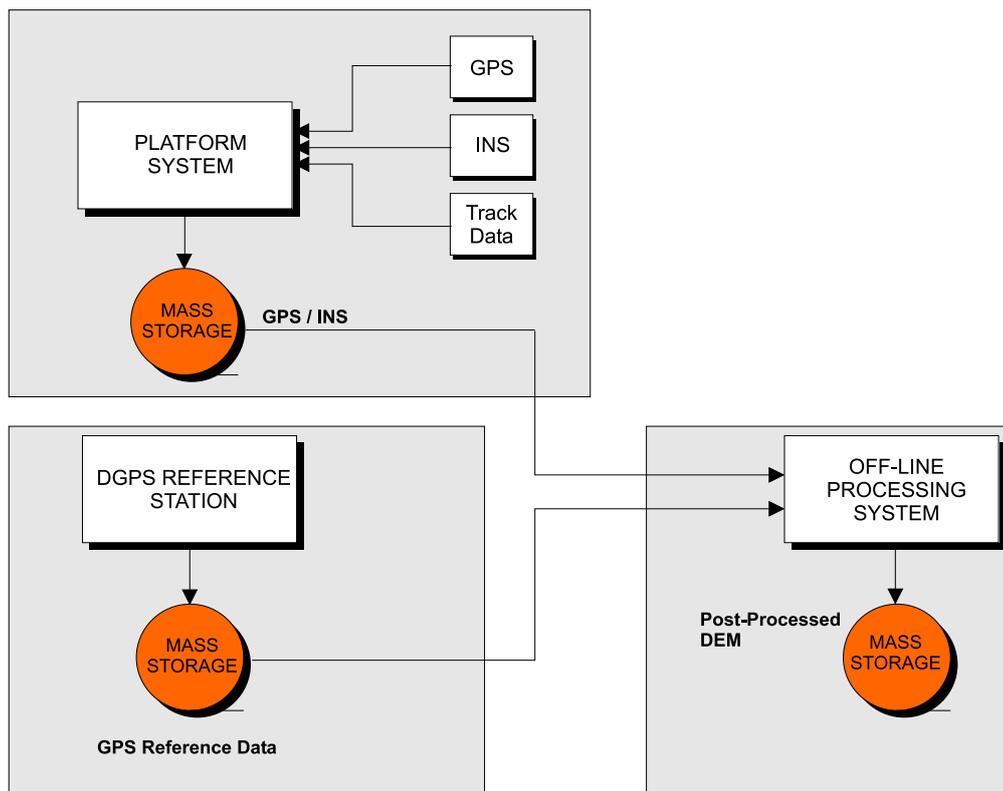


Abbildung 4.1: Datenflussdiagramm des Gleislage Messsystems

von Ultraschallsensoren wurde zudem der horizontale und vertikale Abstand der Plattform von den Schienenköpfen bestimmt, so dass deren absolute Position in WGS84 Koordinaten abgeleitet werden kann.

4.2.1 Positionierung der Messplattform

Das System zur Positionierung der Messplattform besteht aus drei Subsystemen:



Abbildung 4.2: Messfahrzeug der Österreichischen Bundesbahn (ÖBB) mit aufgesetzter Messplattform

- An einer Lokomotive elastisch aufgehängte Plattform-Einheit (Abbildung 4.2) bestehend aus
 - Sensor-Subsystem
 - Datenaufzeichnungs- und -archivierungssystem
 - Zeitsynchronisation
- DGPS Referenzstation
- Auswertungssystem

Das Sensor-Subsystem teilt sich auf in das Positionierungssystem zur Bestimmung der absoluten Position der Messplattform einerseits, sowie in das Entfernungsmesssystem (DME) zur Bestimmung der Vektoren zwischen Plattform und Schienenkopf andererseits (Abbildung 4.4).

Zur Bestimmung der höherfrequenten Dynamik der Plattform wird ein sehr präzises inertiales Navigationssystem der Firma Sagem (SIGMA30) verwendet. Die Position wird durch die Trägerphasenlösung des DGPS-Systems (Novatel, MiLLennium RT2)

von inertialen Fehlereinflüssen befreit. Die Abbildung 4.3 zeigt ein Blockdiagramm des Plattformsystems.

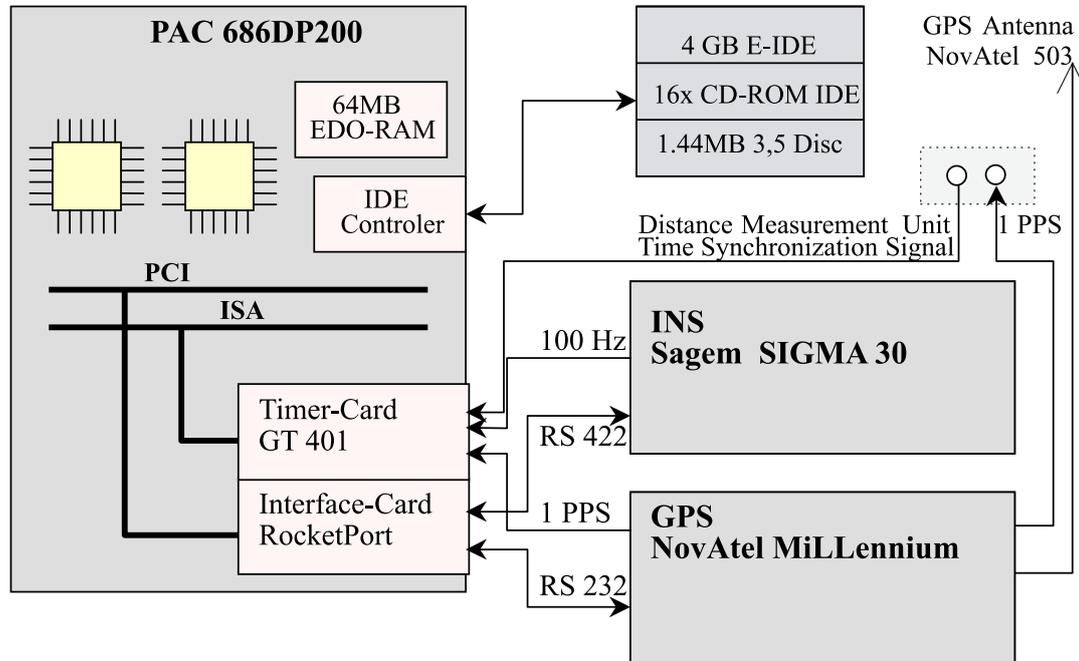


Abbildung 4.3: Blockdiagramm des Plattform Messsystems

4.2.2 Relativmessung der Gleisköpfe

Die Vermessung der Gleisköpfe erfolgt durch ein Ultraschallsystem in jeweils zwei Achsen. Der Abstand vom Messarm der Plattform zum Gleiskopf wird sowohl in horizontaler als auch in vertikaler Richtung bestimmt. Unter Berücksichtigung der durch das Positionierungssystem bekannten Lagewinkel der Messplattform kann somit die Position des Gleiskopfes bestimmt werden.

Zur Bestimmung der Gleislagefehler werden sodann die Gleislageparameter gem. Kapitel 4.1 bestimmt. Sie können nachfolgend z.B. durch eine Wavelet-Analyse auf spezifische Gleislagefehler untersucht. Ebenso kann eine Parametrisierung der Gleisgeometrie anhand der erhobenen Daten erfolgen [Heu01].

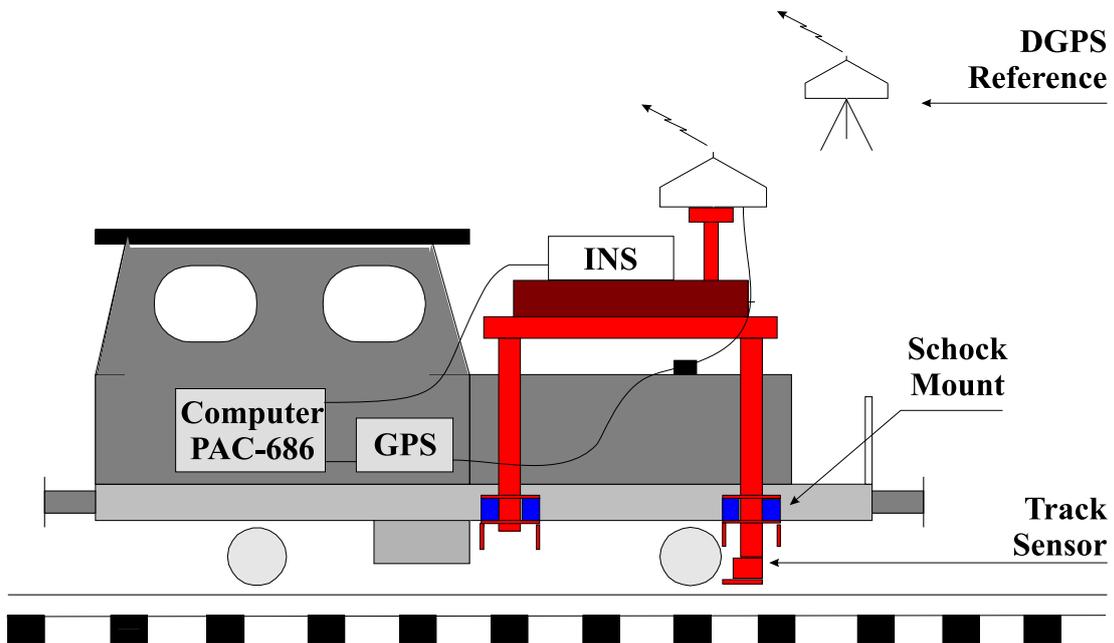


Abbildung 4.4: Prinzipskizze der Messanordnung zur Vermessung der Gleislage und Gleilagefehler

4.3 Systemkomponenten

Das System zur Positions- und Lagebestimmung der Messplattform besteht aus folgenden Komponenten:

- Sagem SIGMA30, Inertial Navigation System (INS)
- Novatel MiLLennium RT-2 RTK GPS L1/L2 receiver
- Novatel Choke-Ring Antenna 503
- COMTROL RocketPort, Multiport Serial Card
- Guide Technology GT401 event timer
- Dolch PAC-686, dual-pentium personal computer

Die Referenzstation besteht aus:

- Novatel MiLLennium RT-2 RTK GPS L1/L2 receiver
- Novatel Choke-Ring Antenna 503
- Dolch NotePAC 586-200, pentium personal computer

4.3.1 GPS Empfänger

Die verwendeten GPS Empfänger vom Typ Novatel MiLLennium RT-2 RTK verwenden sowohl die L1 Frequenz (1575,42 MHz) als auch die L2 Frequenz (1227,6 MHz) des GPS Systems und stellen somit unter Verwendung eines sog. "Narrow Correlators" [DF92] sowie der "P-Code Delayed Correlation Technology" sowohl Codemessungen als auch Trägerphasenmessungen auf beiden Frequenzen auch bei Verschlüsselung des militärischen P-Codes zur Verfügung. Die entsprechenden Messdaten werden über zwei unabhängige serielle Schnittstellen mit einer Datenrate von bis zu 4 Hz zur Verfügung gestellt. Tabelle 4.1 zeigt die Spezifikationen der verwendeten GPS-Empfänger:

Merkmale		
· Genauigkeit im mm-Bereich bei Offline-Verarbeitung		
· L1-C/A Code- und Phasenmessungen		
· L2-P Code- und Phasenmessungen		
· 4 Hz Datenrate von Position		
· 4 Hz Datenrate von Schrägentfernungen (<i>Pseudorange</i>)		
Spezifikationen		
· Positionsgenauigkeit		
Einzelpunktmessung		
SA aus		15 m CEP
SA an		40 m CEP
Differentielle Messung		
code (L1, C/A)		0.75 m
· Messgenauigkeit		
L1 Trägerphase		
Einzelkanallösung		3 mm RMS
differentielle Lösung		0.75 mm RMS
· Dynamikbereich		
Beschleunigung		6 g
Geschwindigkeit		515 m/s

Tabelle 4.1: Spezifikation des MiLLennium RT-2 RTK GPS-Empfängers

Die GPS-Daten (Pseudoranges und Dopplergeschwindigkeiten) werden aufgezeichnet und nach erfolgter Messkampagne (offline) ausgewertet. Zur Auswertung der DGPS-Daten dient die Software GeoGenius der Firma Terrasat [Ter00].

Zur Unterdrückung von Mehrwegefehlern wird sowohl für die Referenzstation als auch für das Messfahrzeug eine GPS-Antenne mit Choke-Ring benutzt (s. Abb. 4.5). Um die

Abschattung und Mehrwegeeffekte durch die Lokomotive selbst gering zu halten, wird die Antenne auf einem fest mit der Plattform verspannten Mast gesetzt, so dass sich ihr Phasenzentrum oberhalb der Dachkante des Fahrzeugaufbaus befindet.

4.3.2 Inertiales Navigations System (INS)

Für die Messung der höherfrequenten Dynamik der Messplattform wird ein Strapdown Inertialsystem der Firma Sagem (SIGMA30) eingesetzt. Dieses INS verwendet hochwertige Ringlaserkreisel zur Bestimmung der Drehraten.

Genauigkeit	
· Position (X,Y)	$< 4 m \pm 0.07\%$ of travel distance
· Höhe	$< 4 m \pm 0.07\%$ of travel distance
· Azimuth	$0.5 Mil = 1.688 arcmin$
· Nick- und Rollwinkel	$0.3 Mil = 1.013 arcmin$
Characteristica	
· Abmessungen	210 x 210 x 420 mm
· Gewicht	19 kg
· Leistungsaufnahme	50 W nominal, 18-32 VDC
· Kühlung	Konvektion
· Kalibrierzyklus	nicht notwendig
Randwerte	
· Breitenbereich	75° Nord bis 75° Süd
· Temperatur	$-30^\circ C$ bis $+60^\circ C$
· Vibrationen	gem. Schienenfahrzeuge
· Schock	Haubitzenfeuer
· Umgebungsparameter	gem. MIL-STD 810 C

Tabelle 4.2: Spezifikationen des SIGMA30 strapdown INS

Tabelle 4.2 zeigt die technischen Daten des verwendeten Systems. Über je eine serielle Schnittstelle stellt das System die gemessenen Beschleunigungen und Drehraten sowie eine intern gerechnete Position, Lage und Geschwindigkeit zur Verfügung. Eine dritte serielle Schnittstelle dient der Kommunikation mit dem Gerät sowie der Einstellung von speziellen Parametern und Ausgangskordinaten. Die gemessenen Beschleunigungen und Drehraten werden mit 100 Hz und je 4 Byte übertragen, woraus eine Auflösung von $15/2^{31} rad/s$ für die Drehrate sowie $50/2^{31} m/s^2$ für die Beschleunigung bei maximal $\pm 15 rad/s$ Drehrate und $\pm 50 m/s^2$ Beschleunigung resultiert.



Abbildung 4.5: Strapdown INS Sigma30 mit GPS Choking Antenne

Auf der zweiten seriellen Schnittstelle werden die Position mit einer Auflösung von $< 0.1 \text{ mm}$, die Geschwindigkeit mit $< 0.2 \text{ mm/s}$ sowie die Lage mit $< 1/10''$ übertragen.

Über die dritte Schnittstelle können die einzelnen Betriebszustände des INS (*Standby*, *Alignment* und *Operating*) eingestellt werden. Zusätzlich liefert diese Schnittstelle neben Navigationsdaten (Position, Lage und Geschwindigkeit sowie deren Varianzen) mit ca. 1 Hz Datenrate Statusinformationen des INS wie verbleibende Alignment-Zeit, detektierte Stops oder durchgeführte *Zero Velocity Updates* (ZUPTs). Ebenfalls über dieses Interface kann der ZUPT-Modus deaktiviert werden, was für die nachfolgende Bearbeitung der Daten wesentlich ist, um Unstetigkeiten der Positionslösung zu vermeiden.

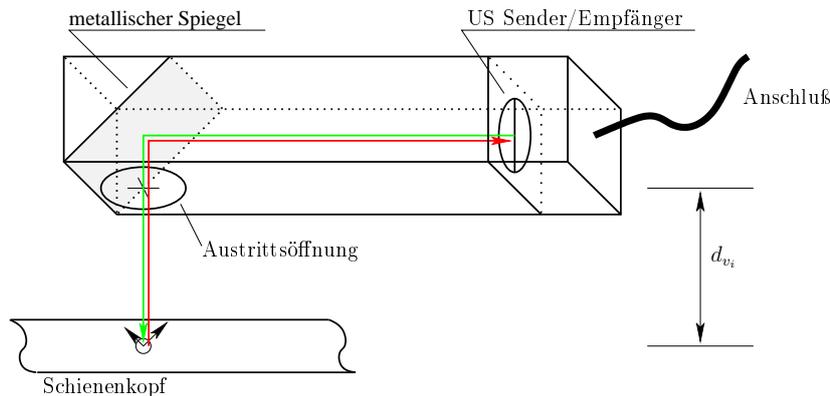


Abbildung 4.6: Prinzip der Ultraschall-Entfernungsmessung. Der Empfänger misst die Zeit zwischen Absenden und Empfang des Ultraschall-Impulses. Die Entfernung zum Schienenkopf ergibt sich dann gem. Gleichung 4.2.

4.3.3 Entfernungsmessung mittels Ultraschall

Zur Messung der Entfernung zwischen den Messarmen und den Gleisköpfen dienen insgesamt vier Ultraschallsensoren (Institut Zerstörungsfreie Prüfverfahren der Fraunhofer Gesellschaft, Saarbrücken). Sie messen die Entfernung beidseitig in horizontaler und vertikaler Richtung. Die Ultraschallmessungen werden dabei synchron mit dem INS durch dessen 100 Hz Taktsignal ausgeführt. Über einen Taster werden die Taktsignale auf das Ultraschallmesssystem durchgeschaltet. Der Zeitpunkt der Betätigung des Tasters wird von der Timerkarte (GT401, s.u.) registriert, so dass eine genaue Zuordnung der Ultraschallmessungen zu den zugehörigen inertialen Messdaten möglich ist. Der Ultraschallschwinger befindet sich in einem Aluminium-Gehäuse und dient als Sender und Empfänger (Abbildung 4.6). Über einen metallischen Spiegel wird der im Gehäuse erzeugte Ultraschall-Impuls aus dem Gehäuse ausgekoppelt und trifft auf den Schienenkopf, wo er reflektiert und durch den Spiegel auf den Empfänger zurückgeführt wird. Abbildung 4.7 zeigt einen der Messarme mit den beiden Ultraschallsensoren. Die horizontale Entfernung wird dabei von innen gegen den Schienenkopf gemessen. Die Laufzeit des Ultraschalls wird von der zugehörigen Elektronik ab der Generierung des Signals im Sender bis zum Eintritt des am Schienenkopf reflektierten Signals im Ultraschallempfänger gemessen und durch das Aufzeichnungssystem angegeben. Der Weg innerhalb des Sensors (Sender - Austrittsöffnung) beträgt für den vertikalen Sensor $D_{\text{vertikal}} = 45.3 \text{ mm}$ und für den horizontalen Sensor $D_{\text{horiz.}} = 40.2 \text{ mm}$. Durch metallische Abdeckung der Austrittsöffnung kann somit

die Schallgeschwindigkeit vor und nach jeder Messfahrt gemessen und das System somit kalibriert werden. Der Abstand des Schienenkopfes zu der Austrittsöffnung des horizontalen bzw. vertikalen Sensors zum Zeitpunkt i beträgt somit

$$d_{h_i} = \frac{\Delta T_{h_i} * v_S}{2} - D_{horiz.} \quad (4.1)$$

$$d_{v_i} = \frac{\Delta T_{v_i} * v_S}{2} - D_{vertikal} \quad (4.2)$$

mit ΔT_{h_i} , ΔT_{v_i} die gemessene Laufzeit und v_s die Schallgeschwindigkeit.

Eine Kalibrierung der Schallgeschwindigkeit und/oder eine Messung der Umgebungstemperatur ist notwendig, da die Schallgeschwindigkeit in Luft von der Lufttemperatur abhängt. Die Schallgeschwindigkeit in idealen Gasen ist abhängig vom Adiabatenexponent κ , der Dichte ρ sowie dem Druck p des Gases oder alternativ nach der thermischen Zustandsgleichung von der molaren Masse M und der absoluten Temperatur T (gemessen in Kelvin) und berechnet sich aus

$$c_{Gas} = \sqrt{\kappa \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\kappa \frac{RT}{M}} \quad (4.3)$$

Der Adiabatenexponent κ hängt auch für die meisten realen Gase über weite Temperaturbereiche nicht vom Druck p ab, die molare Masse M ist eine materialspezifische und die universelle Gaskonstante $R = 8,3145 \text{ J}/(\text{mol K})$ eine physikalische Konstante. Deshalb hängt die Schallgeschwindigkeit in idealen Gasen nur von der Wurzel der (absoluten) Temperatur ab.

Für Luft erhält man mit $M = 0,02896 \text{ kg/mol}$ und $\kappa = 1,402$

$$c_{Luft} \approx \sqrt{1,402 \frac{8,3145 \frac{\text{J}}{\text{mol K}} T}{0,02896 \text{ kg/mol}}} \quad (4.4)$$

$$= 20,055 \frac{\text{m}}{\text{s}} \sqrt{\frac{T}{\text{K}}} \quad (4.5)$$

Geht man zur Temperatur $\vartheta = T - 273,15 \text{ K}$ in $^{\circ}\text{C}$ über, so ergibt sich weiter:

$$c_{Luft} \approx 331,5 \frac{\text{m}}{\text{s}} \sqrt{1 + \frac{\vartheta/^{\circ}\text{C}}{273,15}} \quad (4.6)$$



Abbildung 4.7: Die Abbildung zeigt links den linken Messarm der Plattform, der am unteren Ende die beiden Ultraschallsensoren zur Messung der vertikalen und horizontalen Entfernung zum Gleiskopf aufnimmt. Rechts eine Vergrößerung des rechten Messkopfes.

Mit dieser Gleichung beträgt die Schallgeschwindigkeit bei 20 °C etwa 346 m/s [Wik07c].

4.3.4 Zeitsynchronisation

Das Erfassen von Messdaten verschiedener Sensoren erfordert die Möglichkeit einer zeitlichen Synchronisation dieser Daten. Das Programm `PosLog` (*Position Logger*) integriert die Datenströme des GPS Empfängers und des Inertial-Navigationssystem. Für die messtechnische Erfassung der Datenströme und deren Synchronisation ist ein PC-System mit mindestens vier seriellen Schnittstellen sowie eine Event-Timer-Karte notwendig.

Die Event-Timer Karte (GT401, Guide Technology Incorporation) kann über das PPS Signal der GPS Empfängers auf GPS Zeit synchronisiert werden. Das Inertialnavigationssystem liefert neben den unten angeführten Datenströmen ein 100 Hz Synchronisationssignal, welches von der Event-Timer Karte mit ca. 400ns Genauigkeit vermessen wird. Über einen weiteren Eingang wird der Ein- bzw. Ausschaltzeitpunkt des Triggersignals für das Ultraschallsystem erfasst.

Insgesamt werden von dem System somit die folgenden sechs Datenströme erfaßt:

1. Positions- und Pseudostrecken-Messungen des GPS-Empfängers
Übertragungsrate: bis 115 kBaud
Datenmenge: variabel je nach Anzahl der sichtbaren Satelliten
2. Rohdaten des Inertialnavigationssystem (Beschleunigungen, Drehraten)
Übertragungsrate: 38400 Baud
Datenmenge: 28 Byte * 100 Datenpakete/s = 2800 Byte/s
3. Navigationsdaten des Inertialnavigationssystems (Position, Lage, Geschwindigkeit)
Übertragungsrate: 38400 Baud
Datenmenge: 46 Byte * 50 Datensätze/s = 2300 Byte/s
4. Statusdaten des Inertialnavigationssystems
Übertragungsrate: 9600 Baud
Datenmenge: variabel (< 960 Byte/s)
5. Zeitstempel des Synchronisationssignals
Übertragungsrate: 100 Hz
Datenmenge: 800 Byte/s
6. Zeitstempel des Ultraschallsystems (Start/Stop)
Übertragungsrate: \ll 1 Hz
Datenmenge: 8 Byte/Zeitmarke

Diese Datenströme werden direkt auf die Festplatte gespeichert. Eine Auswertung in Echtzeit zu Zwecken der Statusabfrage von GPS-Empfänger und INS ist möglich. Da die Daten über die serielle Schnittstelle aufgrund der verwendeten aktiven seriellen Schnittstellenkarte und des nicht echtzeitfähigen Betriebssystems (Windows NT 4.0) nicht in Echtzeit gelesen werden können, wird der Übertragungszeitpunkt der INS Daten zunächst mit einer Genauigkeit von ≈ 1 ms geschätzt. Die Zuordnung der Zeitmarken zu den empfangenen Datensätzen des INS erfolgt anschließend über einen Kleinste-Quadrate-Schätzer (LSE).

4.3.5 Auswerte-System

Während der Messfahrten werden primär Daten für die spätere Auswertung erfasst. Eine Überwachung der Daten ist zur laufenden Qualitätssicherung möglich. Die Datenevaluierung gliedert sich anschließend in folgende Teilschritte:

1. Bestimmung der Trägerphasen-Lösung des GPS Signals. Zur Bestimmung der

kinematischen DGPS-Lösung wurde die Software GeoGenius der Firma Terra-sat, München benutzt [Ter00].

2. Zuordnung der 100 Hz Zeitmarken auf die inertialen Messdaten. Mittels eines Kleinste-Quadrate-Schätzers wurden die inertialen Messdaten den von der Timer-Karte gelieferten Zeitstempel zugeordnet.
3. Glättung der DGPS Position mittels der inertialen Messungen durch Vor- und Rückwärtsfilterung in einem Kalman-Filter (s. Kapitel 3.2.3)
4. Zuordnung der 100 Hz Zeitmarken auf die Ultraschall-Messdaten. Mittels des vermessenen Einschaltzeitpunktes des Ultraschall-Subsystems werden die Ultraschall-Messungen des Zeitmarken per Abzählung zugeordnet. Eine Fehlererkennung ist dabei durch Kontrolle des Ausschaltzeitpunktes möglich.
5. Bestimmung der Referenzpunkte im rechten und linken Gleisstrang sowie der Gleisachse durch lagekonforme Addition der Vektoren zwischen INS Baryzentrum und Ultraschall-Austrittsöffnung sowie der gemessenen Ultraschall-Distanz von Austrittsöffnung zum Gleis.

Das Ergebnis der Verarbeitung ist ein Satz zeitbezogener dreidimensionaler Koordinaten der Referenzpunkte im Gleisstrang sowie der Gleisachse sowie Positions-, Geschwindigkeits- und Lagevektor des Baryzentrums im INS.

4.4 Evaluierung des Messsystems

An zwei aufeinanderfolgenden Tagen im September 2000 wurden in der Nähe von St. Pölten / Österreich auf einer Nebenstrecke der Österreichischen Bundesbahn Testfahrten durchgeführt. Im Folgenden sollen zunächst der Aufbau und die Vermessung der Messplattform beschrieben werden, bevor die Ergebnisse der Messfahrten präsentiert werden.

4.4.1 Aufbau und Vermessung der Messplattform

Das Ziel einer Vermessung der Gleislage bzw. deren Fehler mit einer Genauigkeit im Millimeterbereich erfordert eine Vermessung der beteiligten Sensoren mit Submilli-



Abbildung 4.8: DYSAF Teststrecke südlich von St. Pölten. Markiert sind der südlichste Punkt der Teststrecke (Bahnhof Traisen Markt) sowie die Referenzstation. Im Norden ist das Gleisnetz der ÖBB TS-Wörth zu sehen. (Quelle: google-earth; Geländemodell dreifach überhöht)



Abbildung 4.9: Zur Vermessung der Plattform wurden Zielmarken am Aufnahme- punkt der GPS-Antenne (rechts) sowie auf den Montagepunkten des INS (links) angebracht.

meter Genauigkeit. Aufgrund der verhältnismäßig großen Abmessung der Messplatteform und daraus folgend entsprechend grosser Vektoren zwischen den Sensoren war eine Vermessung im Labor vor dem Aufbau des Komplettsystems nicht möglich. Eine Vermessung mit der geforderten Genauigkeit konnte somit nur durch geodätische Messverfahren erfolgen. Dazu wurden der Aufnahmepunkt (Montagepunkt) der GPS-Antenne sowie die Grundebene des INS ebenso mit Zielmarken versehen wie die beidseitig der Lok zur Aufnahme der Ultraschallsensoren angebrachten Messarme. Die Position des Phasenzentrum der GPS Antenne relativ zum Aufnahmepunkt ist aus dem Datenblatt des Herstellers bekannt.

Da speziell die Positionen der Ultraschallsensoren nicht gemeinsam von Standpunkten auf einer Seite des Messfahrzeugs aus eingesehen werden konnten, war es erforderlich, ein lokales Beobachtungsnetz aus 6 Punkten um die Lok herumzulegen. Aufgrund der hohen Genauigkeitsanforderungen wurden die zur Maßstabsdefinition erforderlichen Strecken durch parallaktische Messung zu einer Basislatte bestimmt. Die Koordinaten der oben aufgeführten Objektpunkte des Messsystems konnten dann ausgehend von den Netzpunkten durch das Verfahren des räumlichen Vorwärtsschnittes (Messung von Richtungswinkeln und Zenitwinkeln von zwei Standpunkten aus) zunächst im lokalen System des Beobachtungsnetzes bestimmt werden. Eine zusätzliche Kopp- lung der beiden Lokseiten war durch die beidseitige Bestimmung der Objektpunkte auf der INS Grundebene und der GPS Antenne möglich. Da die Messpunkte auf den

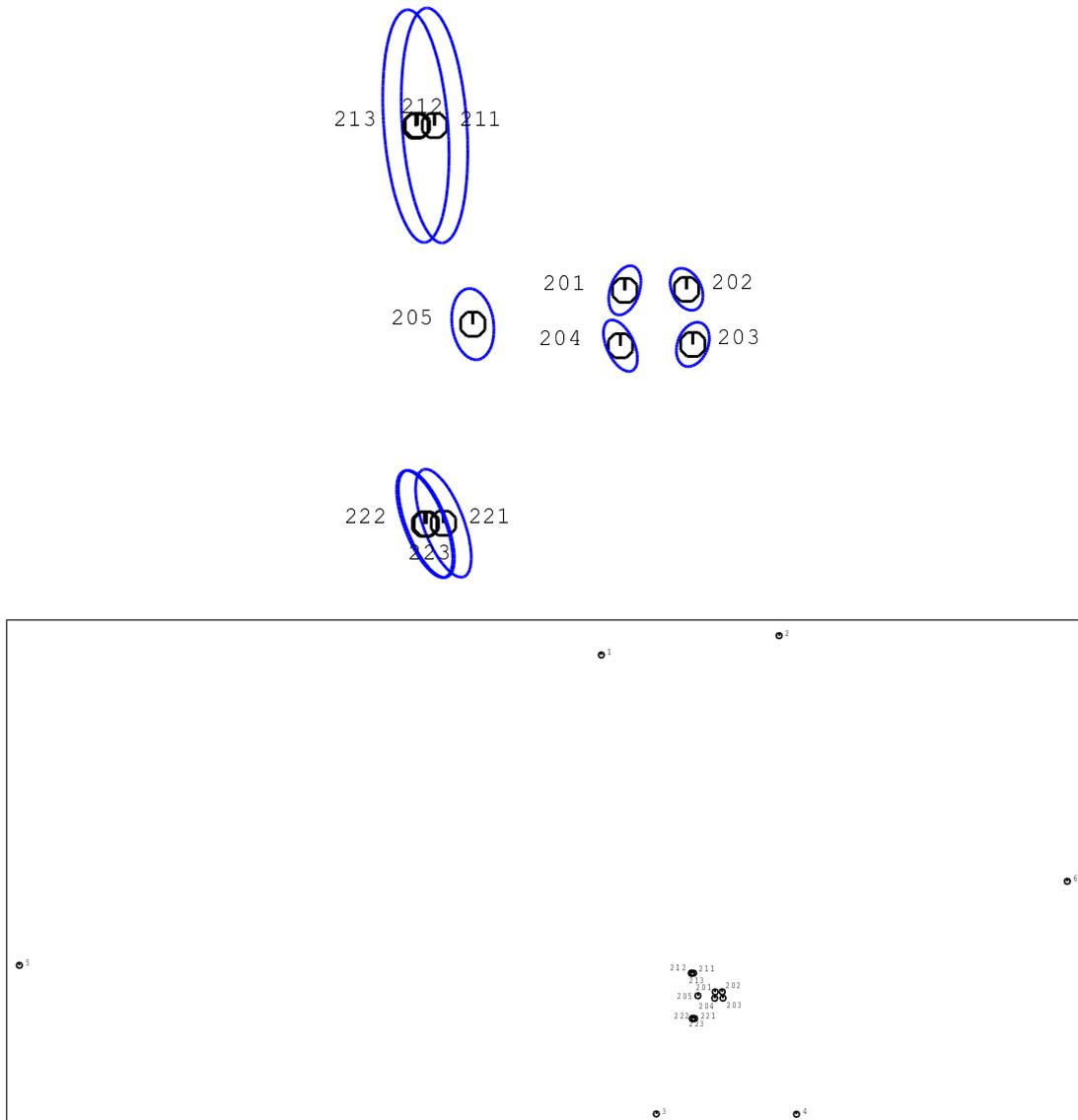


Abbildung 4.10: Die Abbildung zeigt die Messpunkte des Systems. Die Ebene des Inertialsystems ist durch die Punkte 201 bis 204 bestimmt. Punkt 205 definiert den Montagepunkt der GPS Antenne. Die übrigen Punkte definieren Peilmarken auf den Auslegerarmen zur Aufnahme der Ultraschallsensoren. Die Vektoren zwischen der Austrittsöffnung des Ultraschallsensors und den Peilmarken wurden im Labor bestimmt (oben). Zur Vermessung wurde ein Beobachtungsnetz aus 6 Punkten um die Lok gelegt (unten).

Auslegern der Ultraschallsensorik nicht von beiden Seiten sichtbar waren, wurde eine freie Netzausgleichung mit Teilspurminimierung auf die Objektpunkte mit einer Bedingungsichte von 0,61 durchgeführt. Damit konnten schließlich die Vektoren zwischen den unterschiedlichen Sensoren je nach vorliegender Geometrie mit Genauigkeiten zwischen 0,3 mm und 1,7 mm im Körpersystem des INS ermittelt werden. Tabelle 4.3 zeigt die Position und Genauigkeiten der verschiedenen Messpunkte in Bezug zum Sensorschwerpunkt des Inertialsystems. Die räumliche Zuordnung der Punkte ist in Abbildung 4.10 ersichtlich.

	Punkt	X [m]	σ_X [mm]	Y [m]	σ_Y [mm]	Z [m]	σ_Z [mm]
INS	201	-0.1094	0.4	-0.1884	0.2	-0.1215	0.1
	202	-0.1094	0.3	0.0671	0.2	-0.1215	0.1
	203	0.1208	0.3	0.0891	0.2	-0.1215	0.1
	204	0.1208	0.4	-0.2104	0.2	-0.1215	0.1
GPS	205	0.0232	0.5	-0.8050	0.3	1.1682	0.1
US links	211	-0.8152	1.7	-0.9873	0.5	-2.5889	0.3
	212	-0.8175	1.7	-1.0572	0.5	-2.5704	0.2
	213	-0.8135	1.7	-1.0630	0.5	-2.4715	0.3
US rechts	221	0.8412	0.8	-0.9797	0.4	-2.5877	0.4
	222	0.8428	0.8	-1.0501	0.4	-2.5711	0.3
	223	0.8436	0.8	-1.0561	0.4	-2.4765	0.3

Tabelle 4.3: Position und Genauigkeit der Messpunkte

Aus den Messwerten gem. Tabelle 4.3 und den vermessenen Sensorarmen konnte so die Position der Ultraschall-Messköpfe (kreisrunde Öffnung) bestimmt werden.

4.4.2 Testfahrten

Durch mehrfaches Befahren der Teststrecke, die eine Gesamtlänge von ca. 20km hat, wurden Daten von insgesamt 120 km gefahrener Strecke aufgezeichnet. Abbildung 4.11 zeigt einen Teil der Testfahrt auf der Strecke vom Bahnhof Traisen / Markt über Traisen und Wilhelmsburg nach Spratzern sowie den Standort der Referenzstation.

Die Darstellung entspricht näherungsweise einer Merkatorprojektion, d.h. gerade Strecken bleiben gerade, und Bögen werden - bei diesem kleinen Ausschnitt - wirklichsgetreu abgebildet.

Innerhalb eines Ausschnittes von 100 s Dauer sind beispielsweise die Drehbewegungen der Meßrahmens (Gieren, Rollen und Nicken) dargestellt (Abb. 4.12). Man erkennt sehr gut, dass Nicken und Rollen in Geradeausfahrt (mittlerer Bildbereich) im Bereich von $< 0.5^\circ$ bleiben, wohingegen an beiden Bildrändern der Gierwinkel sowie der Rollwinkel deutlich den Bogenauslauf bzw. -einlauf erkennen lassen und für Detailauswertungen genutzt werden können. Als Beispiel ist der Verlauf der beiden Schienenköpfe (rechts und links in Fahrtrichtung) für das Bogensegment während des Zeitraums zwischen 374737.29 und 374739.97 Sekunden GPS-Zeit vergrößert dargestellt (Abb. 4.13); man kann also millimetergenau die Trassierung verfolgen. Schließlich zeigt Bild 4.11 beispielhaft den Verlauf der Spurweite auf dem Gleisstück und die zugehörigen Ultraschallmesskomponenten des rechten und linken Horizontalsensors.

Die Positionslösung der reinen GPS Trägerphasenlösung hatte im günstigsten Fall eine Standardabweichung von $< 3 \text{ mm}$ in der Horizontalen und $< 5 \text{ mm}$ in der Vertikalen.

Nach Beseitigung systematischer Fehler zeigt das INS Standardabweichungen von $< 0.3 \text{ mm}$ in der Ebene. Abbildung 4.14 zeigt die Drift des INS in einem Zeitraum von 10 Sekunden sowie die Residuen zu einem ausgleichenden Polynom 3. Grades.

Die integrierte Positionslösung von GPS- und INS-Daten zeigt Abbildung 4.15. Aufgrund eines Ausfalls von GPS Trägerphasenlösungen driftet die Position, so dass die Varianz der Positionslösung steigt, bis durch einen neuen Positions-Update die Fehler neu geschätzt werden können.

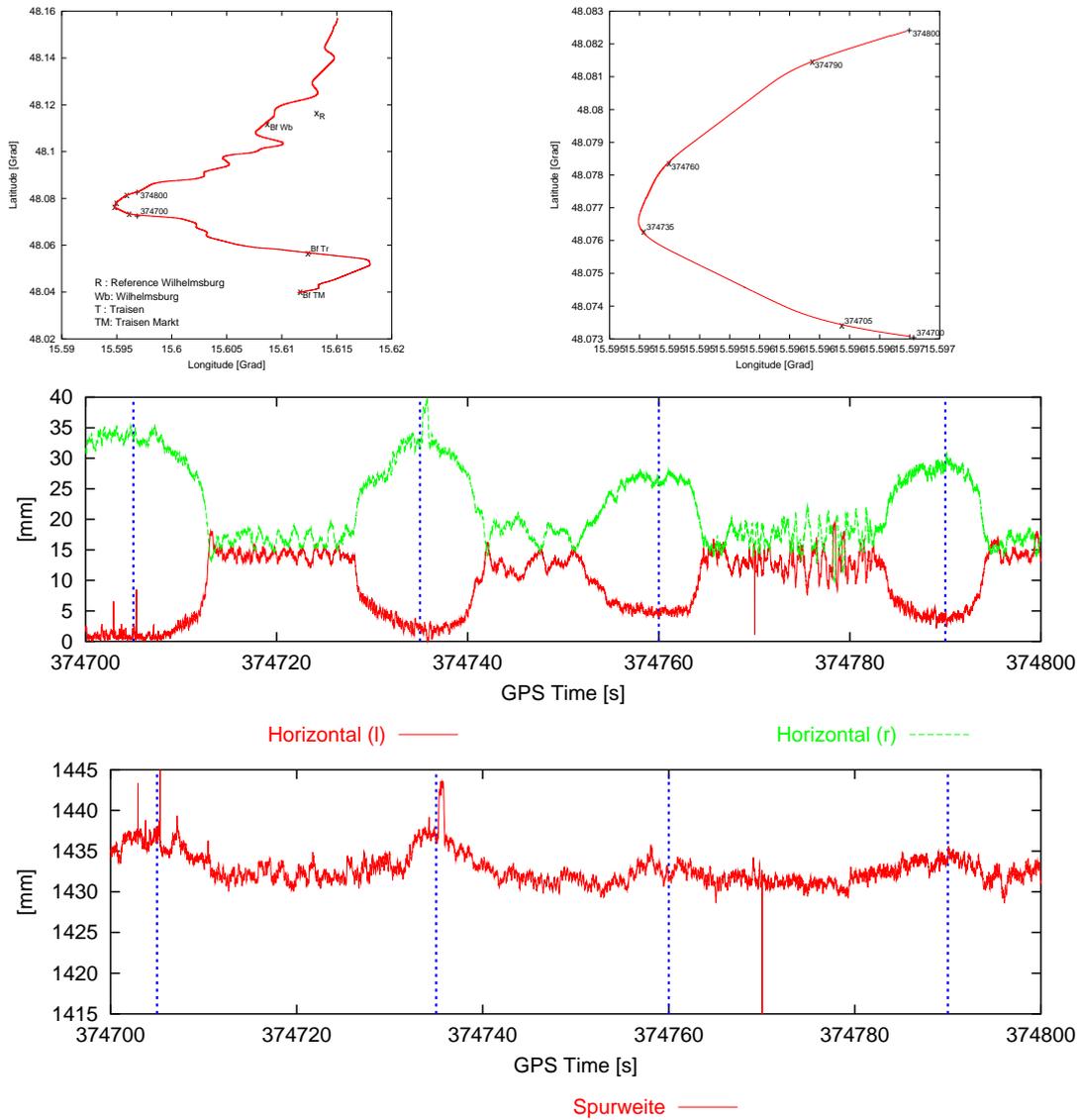


Abbildung 4.11: Teil der Teststrecke nahe St. Pölten / Österreich. Innerhalb der markierten Trajektorie sind die Ultraschallmessungen dargestellt. Deutlich lässt sich die Spurweitenvariation – Abweichungen von der Normalspur von 1435 mm – im Bereich von Kurven erkennen.

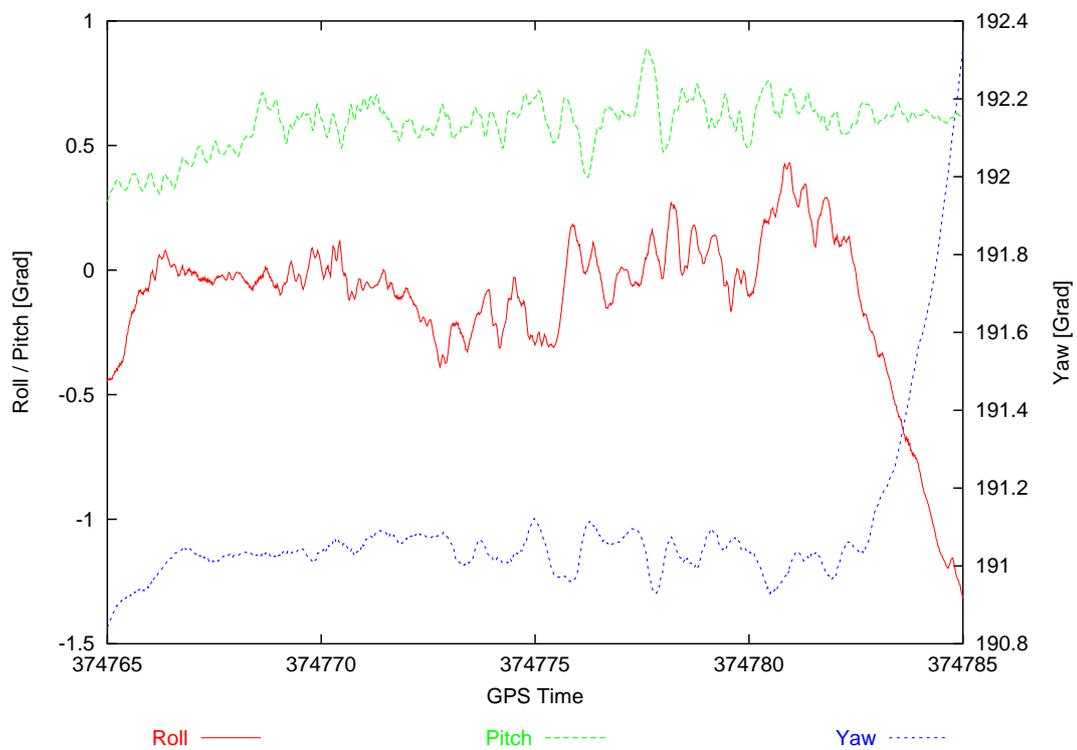


Abbildung 4.12: Lagewinkel während der Kurvenfahrt

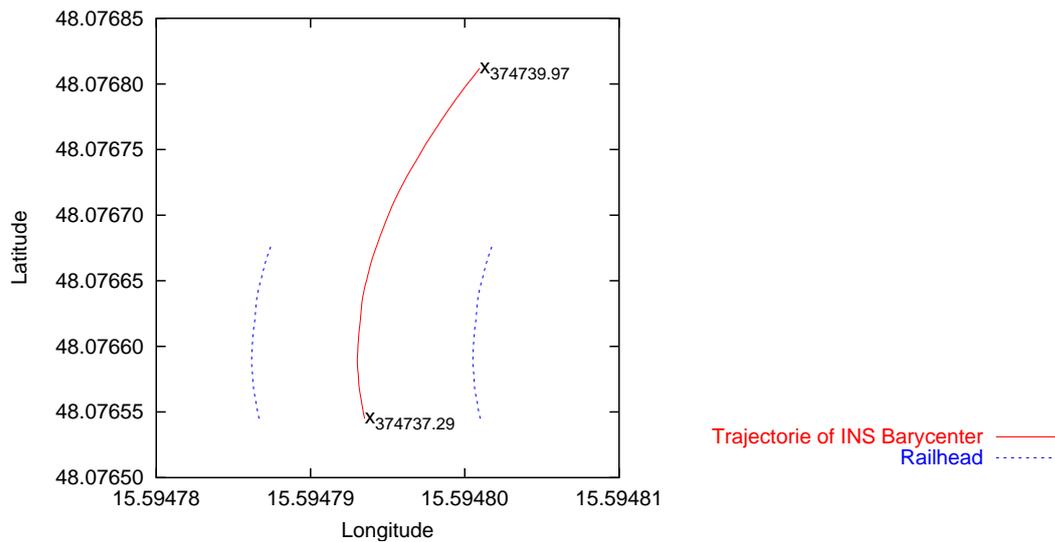


Abbildung 4.13: Position der Schienenköpfe relativ zur Position des Schwerpunktes des Inertialnavigationssystems

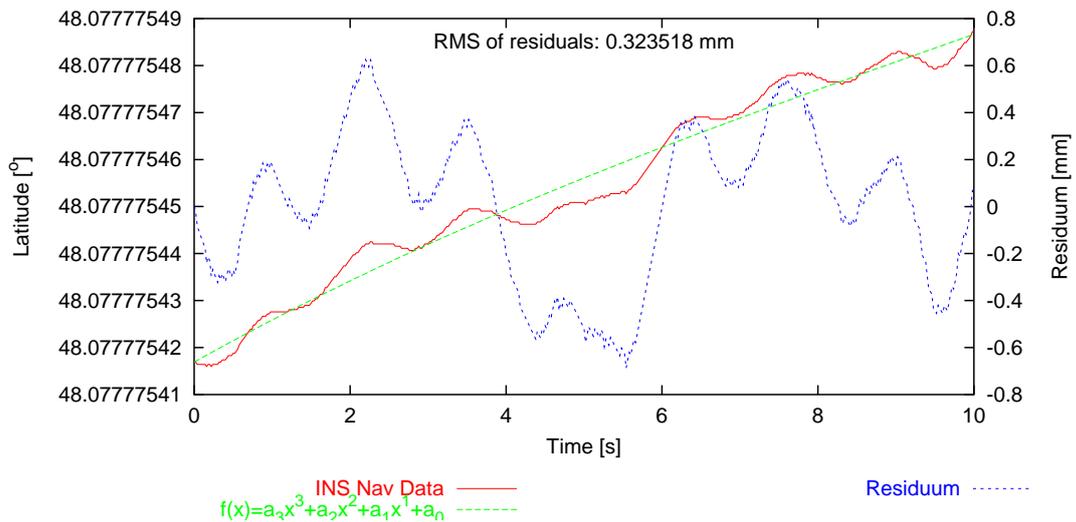


Abbildung 4.14: Die Genauigkeit des INS liegt nach Kompensation systematischer Fehler (hier durch ein ausgleichendes Polynom 3. Grades) in der Größenordnung von 0.3 mm RMS.

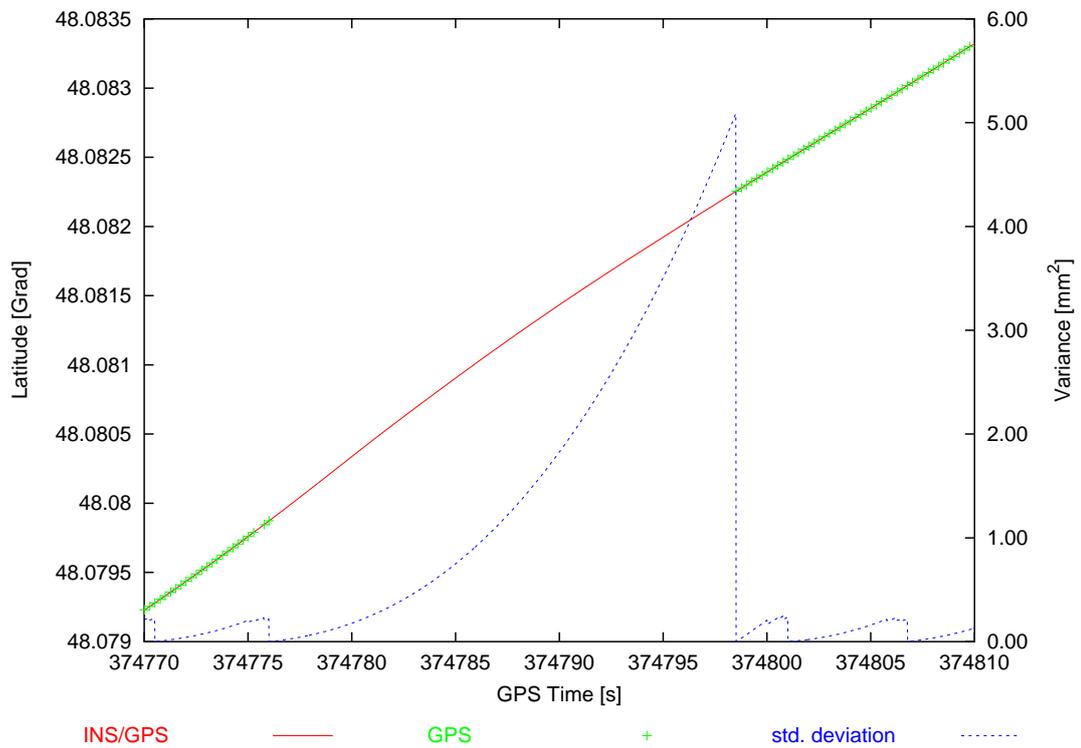


Abbildung 4.15: Integrierte Positionslösung. Bei einem Ausfall der GPS- Beobachtungen steigt die Varianz des Positionsfehlers exponentiell an, bis eine neue Beobachtung vorliegt.

5 Zugnavigation

Die globale Verfügbarkeit von Positionsinformationen hat vor allem seit dem Bestehen von GPS unverkennbaren Einfluss auf das Transportsegment. Heute befindet sich in einer steigenden Anzahl von Fahrzeugen in der Luft, zu Wasser wie auf dem Land ein Empfänger zur Bestimmung der aktuellen Position.

Steigende Genauigkeit durch verbesserte Signalverarbeitungsalgorithmen oder durch Nutzung zusätzlicher Signale wie das amerikanische WAAS (engl. *wire area augmentation system*) oder europäische EGNOS (engl. *European Geostationary Navigation Overlay Service*, s.a. ESA) machen satellitengestützte Positionierung auch für Anwendungen mit höheren Genauigkeitsanforderungen attraktiv.

Dennoch genügen sie aufgrund der Kurzzeitstabilität und vor allem der Notwendigkeit der Sichtbarkeit von Satelliten allein nicht den Anforderungen an sicherheitskritische Systeme (s. Kapitel 1.1.1). In Verbindung mit anderen, unabhängigen Sensoren wie zum Beispiel inertialen Messeinheiten (IMUs) verbessert sich die Leistung jedoch enorm, da beide Sensortypen ein unterschiedliches Fehlerverhalten aufweisen.

Für den Einsatz bei schienengebundenen Fahrzeugen gibt es einen weiten Anwendungsbereich für die autonome und zuverlässige Positionsbestimmung. Neben der Positionbestimmung für die Leittechnik, die mit Abstand die höchsten Anforderungen an die Genauigkeit und Integrität der Positionbestimmung stellt, finden sich Anwendungen für Fahrgastinformationssysteme, verbesserte Schrankensteuerungen an Bahnübergängen, Gleisvermessung oder Notfallsysteme.

Das im Folgenden beschriebene Projekt "RADIOCOMPASS" dient im Wesentlichen der Verbesserung der Flottenführung durch Bereitstellung einer Zugposition mit hoher Genauigkeit und Zuverlässigkeit auch bei gelegentlichen Abschattungen des Satellitensignals bei Brücken- oder Tunneldurchfahrten sowie bei Fahrten durch Häuserschluchten. Es bringt zudem wertvolle Erfahrungen über die derzeit erreichbare Genauigkeit,

Verfügbarkeit und Integrität, wie sie für zukünftige Leittechniken gemäß ERTMS notwendig sind [LBLE02].

Ziel war dabei die Verwendung von Standardkomponenten, wie sie am Markt verfügbar sind (COTS, engl. *component of the shelf*), um die Kosten möglichst gering zu halten. Desweiteren soll mit dem Projekt auch gezeigt werden, welchen Einfluss die Verwendung von EGNOS auf die Positionslösung hat.

Bei dem von der Europäischen Raumfahrtagentur ESA finanzierten Projekt waren die Firma Kayser-Threde (Integration der Hardware, Planung der Tests) sowie die Universität der Bundeswehr (Erstellung der Software zur Sensorkopplung, Nutzerschnittstelle und Durchführung der Tests) beteiligt.

5.1 Aufbau des Systems

Basierend auf einer vorhergehenden Analyse der Anforderungen, die sich im Wesentlichen aus den Anforderungen an ein System gemäß ERTMS Level 2 sowie einer Marktanalyse [LÖ1] ergeben, ergab sich ein System, welches aus folgenden Komponenten besteht:

- Geodätischer GPS Empfänger für L1, L2 und EGNOS (Novatel Millenium)
- inertielle Messeinheit mit faseroptischen Kreiseln (Litton LN200)
- leistungsfähiges, Pentium basiertes Rechnersystem
- autonome Navigationssoftware mit Optimalfilter zur Sensorintegration
- 2-Wege Kommunikation über GSM
- Kommando- und Datenschnittstelle über TCP/IP
- externes Werkzeug zur Prozesssteuerung und Datenvisualisierung (*Quicklook Monitor*)

Abbildung 5.1 zeigt das Blockdiagramm des resultierenden Systems, welches von Kayser-Threde in einem 19-Zoll Gehäuse integriert wurde (Abbildung 5.2).

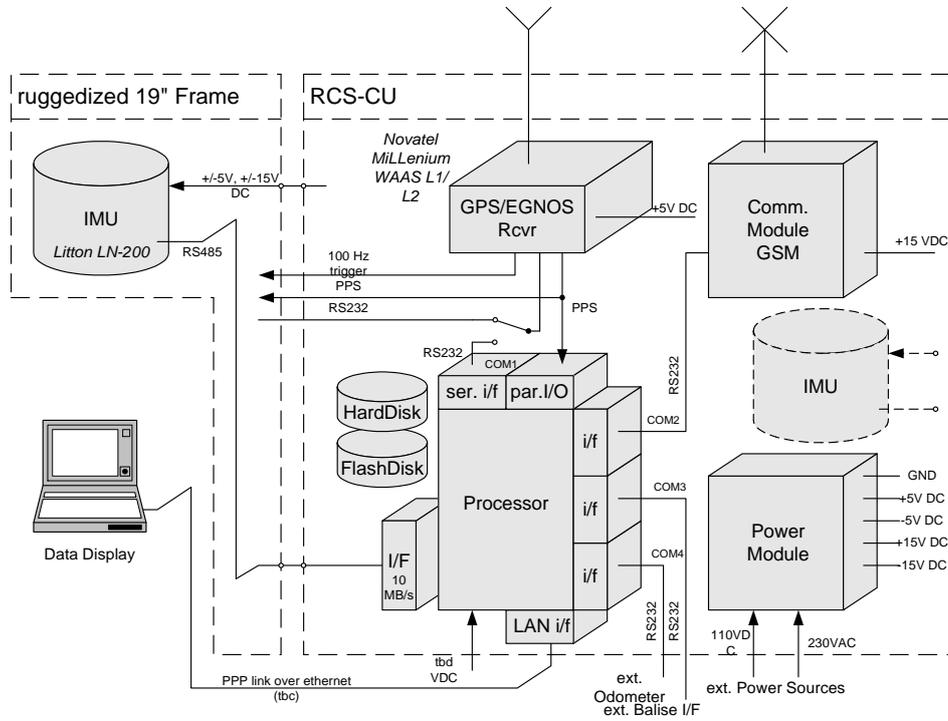


Abbildung 5.1: Blockdiagramm des RADIOCOMPASS für Zuglokalisierung mit höchster Genauigkeit.



Abbildung 5.2: Integrierter RADIOCOMPASS im 19 Zoll Gehäuse

5.1.1 GPS Empfänger

Verwendet wurde ein GPS Empfänger vom Typ Novatel MiLLennium RT-2 RTK für L1 und L2 mit WAAS/EGNOS Unterstützung. Er entspricht damit im Wesentlichen dem genutzten Empfänger aus dem Projekt DYSAF (Kapitel 4, Tabelle 4.1).

5.1.2 Inertiale Messeinheit (IMU)



Abbildung 5.3: Inertiale Messeinheit LN-200

Die verwendete IMU LN-200 der Firma Litton (jetzt Northrop Grumman) ist eine IMU mittlerer Genauigkeit (*tactical grade*). Sie besteht aus drei optische Faserkreisläufen (FOG) (s. Kapitel 2.3.2) und drei MEMS Beschleunigungsmessern (s. Kapitel 2.3.1). Die Spezifikation des Geräts zeigt Tabelle 5.1.

Die IMU stellt inertielle Messungen mit einer Datenrate von 400 Hz über eine serielle RS-485 Verbindung zur Verfügung. Jedes Datenpaket beinhaltet Inkremente von Geschwindigkeit und Winkel in drei Achsen sowie Statusinformationen und die im Sensor gemessenen Temperaturen und Spannungen. Das Datenpaket ist zudem mittels einer Prüfsumme gesichert.

5.1.3 Synchronisation

Für die Integration von inertialen und GPS-Messungen ist es notwendig, den zeitlichen Zusammenhang der Messungen zu kennen. Beide Sensoren müssen daher aufeinander abgestimmt werden. Zu diesem Zweck besitzt die IMU eine Schnittstelle zur

Beschleunigungsmesser	
· Bias Wiederholbarkeit	200 μg bis 1 mg , 1σ
· Stabilität des Skalenfaktors	300 ppm , 1σ
· Bias Stabilität	50 μg 1σ mit 60 s Korrelationszeit
· Rauschen	50 $\mu g/\sqrt{Hz}$
· Bandbreite	100 Hz
Kreisel	
· Bias Wiederholbarkeit	1°/h bis 10°/h, 1σ
· Random Walk	0.08 – 0.1°/ \sqrt{h}
· Stabilität des Skalenfaktors	100 ppm , 1σ
· Bias Stabilität	0.35°/h 1σ mit 100 s Korrelationszeit
· Bandbreite	> 500 Hz

Tabelle 5.1: Spezifikationen der inertialen Messeinheit LN-200

Einspeisung eines 100 Hz Signals, auf das die Messungen synchronisiert werden. Im RADIOCOMPASS wird dieses 100 Hz Signal direkt von dem GPS-Empfänger erzeugt (s. Abbildung 5.1). Dieses Signal ist somit - sofern der Empfänger ein Satellitensignal empfängt - zur GPS-Zeit synchron.

Ein ebenfalls vom GPS Empfänger bereitgestellter Puls von 1 Hz (PPS) wird zur Synchronisation des Systems zudem an die parallele Schnittstelle der Rechneinheit geführt. Ein modifizierter Treiber für die serielle (RS-485) und parallele Schnittstelle nutzt dieses Signal, um einen Zähler bei steigender Flanke des Signals zurückzusetzen. Dieser Zähler zählt die eintreffenden Datenpakete der IMU und ermöglicht somit die genaue Zuordnung der inertialen Messungen auf GPS Zeit.

Da das verwendete Linux-Betriebssystem nur bedingt echtzeittauglich ist und die Antwortzeit auf den durch das PPS Signal ausgelösten Interrupts gegebenenfalls größer als $2.5\text{ ms} = 1/400\text{ Hz}$ ist, überwacht der Treiber zudem die Kontinuität der Zeitmarken und korrigiert diese gegebenenfalls.

5.1.4 Daten-Prozessierung

Aufgrund der hohen Anforderungen in Bezug auf Genauigkeit und Integrität verfolgt der RADIOCOMPASS ein angepasstes Konzept zur Sensorüberwachung. Alle Sensor-Parameter und autonomen Sensor-Fehlererkennungen werden ständig überwacht. Die

Sensordaten werden zunächst gegen Grenzwerte verglichen und dann auf Ausreisser geprüft (s. Kapitel 3.2.4).

Die Integrität eines Multi-Sensor-Systems zu bestimmen ist sehr komplex. Zwei wesentliche Punkte bzgl. der Definition von Integrität sind:

- Fehlererkennung - ein Fehler wird erkannt, kann aber nicht identifiziert werden
- Fehleridentifikation - ein Fehler kann einer Quelle zugeordnet und entsprechend behandelt werden.

Die Algorithmen vom RADIOCOMPASS zielen in erster Linie auf die Fehlererkennung, aber grundlegende Fehler-Identifikation ist dennoch möglich. Im Folgenden sollen zunächst mögliche Fehlerquellen identifiziert und ihre Sichtbarkeit aus Systemsicht analysiert werden. Dabei ergeben sich folgende Fehlerquellen pro Sensor-Einheit:

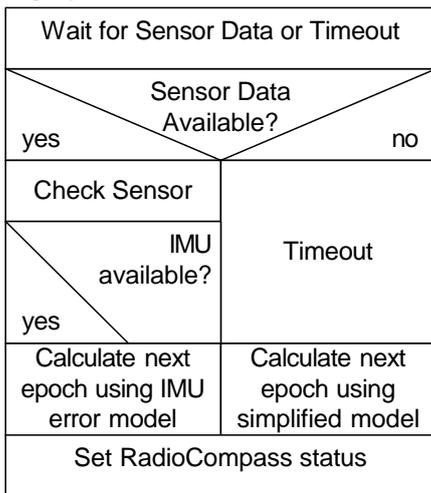
- Gerätefehler im Sensorblock
 - völliger Verlust des Signals
 - zeitweiser Verlust des Signals
 - fehlerhaftes Signal
- Verarbeitungsfehler in der Sensoreinheit
 - völliger Verlust des Signals
 - fehlerhaftes Signal
- Übertragungsfehler vom Sensor zur Prozessierungseinheit
 - zeitweiser Verlust des Signals
 - fehlerhaftes Signal

Bezüglich der Systemintegrität ist vor allem ein fehlerhaftes Signal kritisch. Der völlige Verlust führt zwar zu einer Degradation der Genauigkeit, ist aber direkt erfass- und identifizierbar. Zeitweiser Verlust des Signals ist mittels Zähler und/oder Zeitvergleiche (*timeout rules*) identifizierbar.

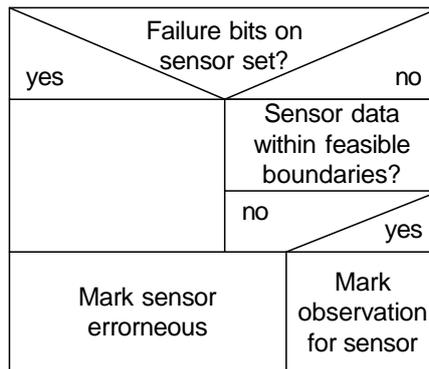
Zur Erkennung von fehlerhaften Signalen sind zwei Methoden möglich:

1. Vergleich der Messung mit vordefinierten Grenzwerten
2. Validierung der Messung mittels statistischer Tests (Hypothesen-Test)

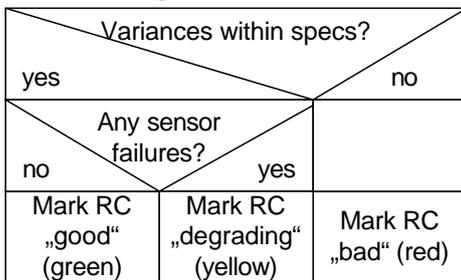
Integrity



Check Sensor



Set RadioCompass status



Calculate next epoch using model P

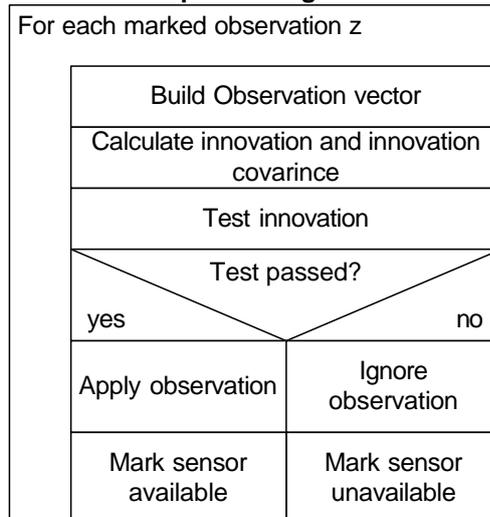


Abbildung 5.4: Das Integritäts-Konzept des RADIOCOMPASS

Die im RADIOCOMPASS verwendete Integritäts-Funktion nutzt beide Methoden (s. Kapitel 3.2.4). Abbildung 5.4 zeigt die Nassi-Schneidermann Diagramme des Integritäts-Algorithmus im RADIOCOMPASS. Wird eine fehlerhafte Messung erkannt, wird ein entsprechender Eintrag im Log-System gemacht und die Beobachtung verworfen; zudem wird der entsprechende Sensor im System als degradiert gekennzeichnet. Kommen über einen längeren, vordefinierten Zeitraum keine sinnvollen Messungen von einem Sensor, wird er als defekt markiert. Über den *Quicklook Monitor* (s.u.) werden diese Zustände angezeigt.

5.1.5 Visualisierung

Der RADIOCOMPASS ist als Server-Applikation ohne direkte Nutzer-Schnittstelle konzipiert. Über eine TCP/IP-Verbindung können aber Statusinformationen abgefragt und grundlegende Kommandos (Re-Initialisierung, Neustart, Auswahl von Sensoren) abgesetzt werden. Eine entsprechende Client-Anwendung mit grafischer Oberfläche wurde mit Hilfe der plattformunabhängigen Bibliothek Qt des Software-Herstellers Trolltech realisiert.

Über dreifarbige LEDs zeigt sie direkt den Zustand jedes im System befindlichen Sensors an und gibt darüber hinaus mittels einer weiteren LED den Gesamtzustand des RADIOCOMPASS an (Abbildung 5.10):

grün Das System/der Sensor arbeiten im spezifizierten Bereich

gelb Der Sensor ist degradiert. Das System arbeitet ausserhalb der Spezifikation

rot Das System/der Sensor ist fehlerhaft

grau Der Sensor ist im System nicht bekannt / Das System ist offline

5.2 Systemtest

Zur Durchführung der Systemstests wurde der RADIOCOMPASS in einen Triebwagen der Bayerischen Oberlandbahn (BOB) eingebaut. Während der Durchführung wurde das gesamte von der BOB bediente Netz befahren. Dieses erstreckt sich auf ca. 120 km

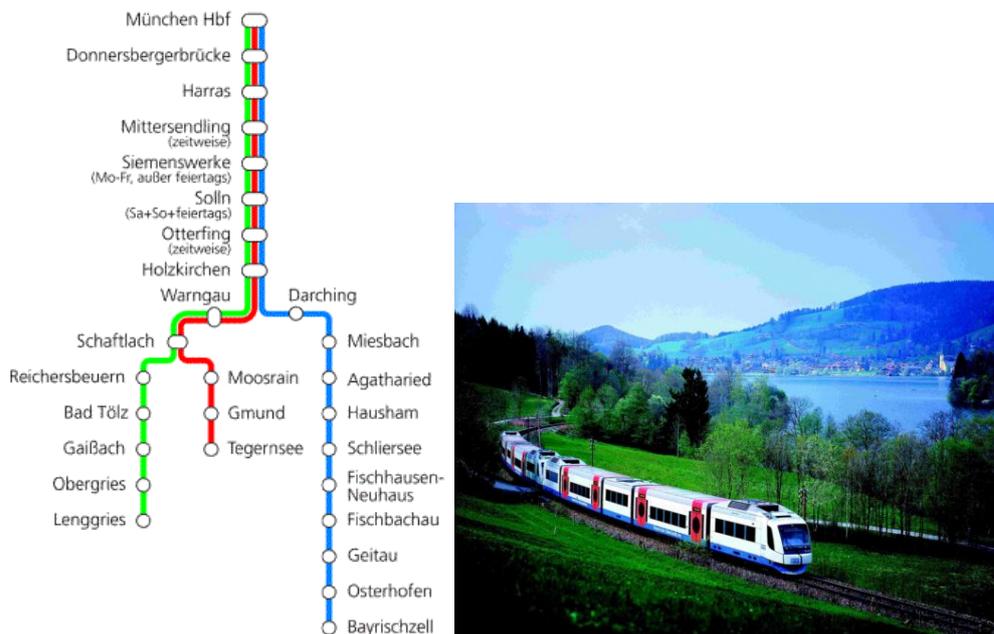


Abbildung 5.5: Servicegebiet der Bayerischen Oberlandbahn

zwischen der bayerischen Landeshauptstadt München und den Voralpenstädten Lenggries, Tegernsee und Bayerischzell (Abb 5.5).

Alle drei Städte werden von München aus über Holzkirchen erreicht, wo der Zug, der in der Regel aus drei Triebwagen besteht, aufgeteilt wird. Auf der weiteren Strecke wird der Zug Richtung Tegernsee/Lenggries nochmals in Schaftlach getrennt. Auf dem Rückweg nach München werden die Züge wieder vereinigt.

Da die Strecke München – Holzkirchen von jedem Zug befahren wird, lag das Hauptaugenmerk bei der Auswertung auf diesem Streckenabschnitt.

Das Testgebiet ist überwiegend flach und weist bis auf wenige Unterführungen keine Tunnel auf. Vor allem im Münchener Stadtgebiet führt die enge, bis nahe an das Gleis heranreichende, industrielle Bebauung zu einer starken Abschattung von Satelliten mit niedriger Elevation und Mehrwegeausbreitung an den Gebäudewänden. Kurz vor dem Münchener Hauptbahnhof führt die Strecke zudem in einer Kurve unter einer längeren Überführung hindurch, weshalb es in diesem Bereich zu einem kompletten Verlust des Satellitensignals kommt.

Der Triebwagen, in dem das System eingebaut wurde, ist eine mit Dieselmotor angetriebene Lokomotive des Typs „Integral“, von denen die BOB insgesamt siebzehn

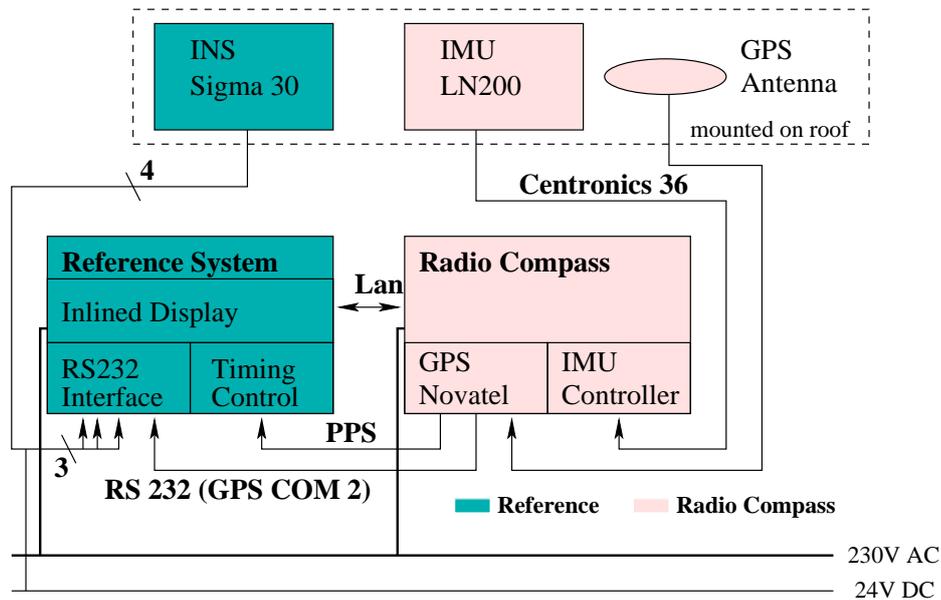


Abbildung 5.6: Blockdiagramm des Testsystems

unterhält, die im täglichen Betrieb rotieren und regelmäßig zur Revision in die Wartungshalle kommen. Da alle Züge bis auf wenige Details baugleich sind, wurde die Auswahl des Zuges zum Einbau des Testsystems durch den Fahrplan bestimmt. Dadurch bedingt wurde das System in den beiden je einwöchigen Testkampagnen in zwei verschiedene Züge eingebaut.

Zusätzlich zum Testsystem wurde in den Zug als Lagereferenz ein hochwertiges Inertialnavigationssystem eingebaut (SAGEM, Sigma30, s.a. Abschnitt 4.3.2). Die Auswertung der Positionsgenauigkeit erfolgte über eine Trägerphasenlösung der vom RADIOCOMPASS aufgenommenen Satellitensignale in Verbindung mit aufgezeichneten GPS-Rohdaten einer eingemessenen Referenzstation am Institut für Erdmessung und Navigation. Die maximale Basislinienlänge betrug dabei ca. 50 km und wurde in Bayrischzell erreicht.

Abbildung 5.6 zeigt den Aufbau des gesamten auf der Lok installierten Testsystems.

Um zwischen der IMU LN200 und dem Referenzsystem eine feste geometrische Beziehung zu erreichen, wurden beide Systeme auf eine gemeinsame Grundplatte montiert (Abbildung 5.8), so dass der dreidimensionale Verschiebungsvektor zwischen den Sensorschwerpunkten beider inertialer Messeinheiten während der Messkampagnen



Abbildung 5.9: Datalogger *PosLog* des Referenzsystems (links) und *Quicklook Monitor* des RADIOCOMPASS

konstant und fertigungstechnisch vorbestimmt war.

Während der Testfahrt wurden alle Sensordaten sowie die gerechnete Navigationslösung aufgezeichnet. Die Bedienung des RADIOCOMPASS sowie dessen Überwachung erfolgte mithilfe eines Laptops und einer Lan-Verbindung zum RADIOCOMPASS (Abb. 5.9 links). Ein zweiter tragbarer Industrierechner diente der Aufzeichnung der Referenzdaten für die spätere Auswertung (Abb. 5.9 rechts). Während der Testfahrt fand der Bediener Platz in der direkt an die Fahrerkabine anschließenden ersten Klasse.

Über den *Quicklook Monitor* waren die Position und Lage sowie der Status der einzelnen Sensoren ständig abrufbar. Abbildung 5.10 zeigt beispielhaft die Ausgabe des *Quicklook Monitors* im sogenannten „Starnberger Bahnhof“ (dem nördlichsten Teil des Münchener Hauptbahnhofes). Der rote Punkt am EGNOS Sensor weist darauf hin, dass derzeit keine EGNOS Daten empfangen werden.

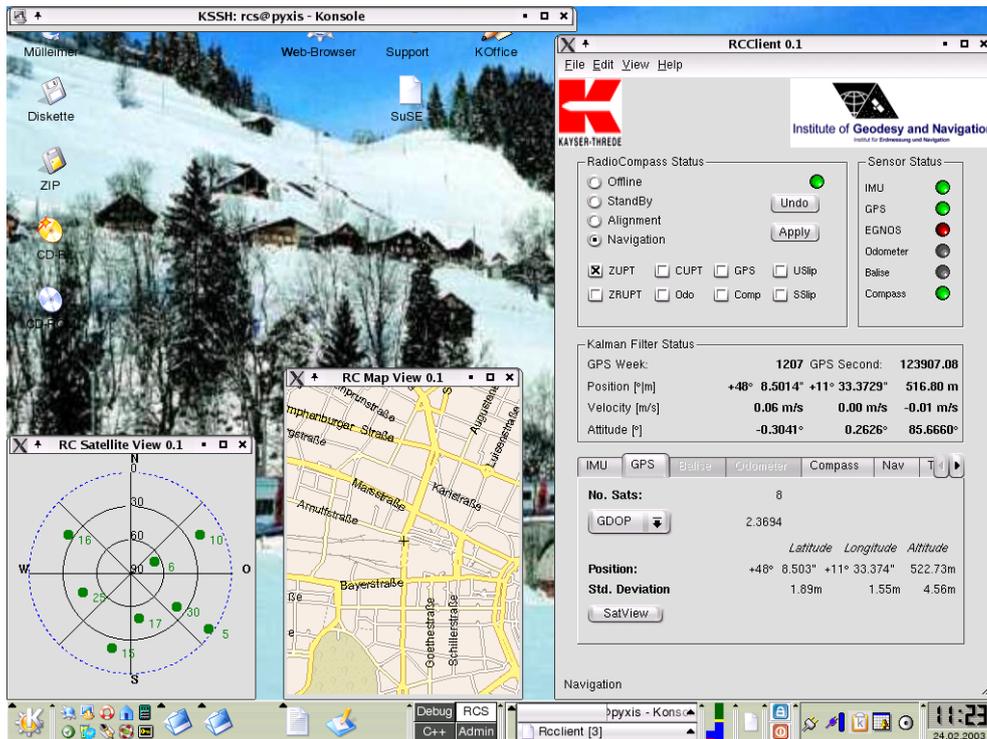


Abbildung 5.10: Der *Quicklook Monitor* zeigt detailliert den Status des Systems; hier im Münchener Hauptbahnhof

5.3 Ergebnisse

Während des Testzeitraums für RADIOCOMPASS zwischen Mitte Februar und Ende März 2003 wurden an insgesamt vier Tagen Daten aufgezeichnet, die aus mindestens je einer Rundfahrt (München – Bayrischzell/Tegernsee/Lenggries – München) von etwa zwei Stunden Dauer bestanden.

Für die ersten Testfahrten wurde eine Standardantenne von Novatel verwendet (GPS-600 „Pinwheel“). Bei diesen Fahrten war es dem Novatel Empfänger nicht möglich, EGNOS zu empfangen. Statische Untersuchungen ergaben, dass mit der verwendeten *medium gain* Antenne ein Signal-Rausch Abstand C/N_0 von 35 dB bis maximal 37 dB erzielt werden konnte, was unter günstigen Voraussetzungen (keine Abschattung, keine Mehrwegeausbreitung) zwar für die Erfassung (*acquisition*) genügt, unter den Bedingungen auf der Schiene aber selbst für die Signalverfolgung (*tracking*) mit dem verwendeten Empfänger kaum ausreichend ist.

	24.03.2003	26.03.2003
Startzeit (in GPS Sekunden)	114538	286796
Dauer der Messfahrten [s]	22195	28234
Anzahl der Messungen [Epochen]	98496	112972
Epochen mit EGNOS	78793	93934
Relativer Anteil der Messepochen mit EGNOS Verfügbarkeit	80.00%	83.15%

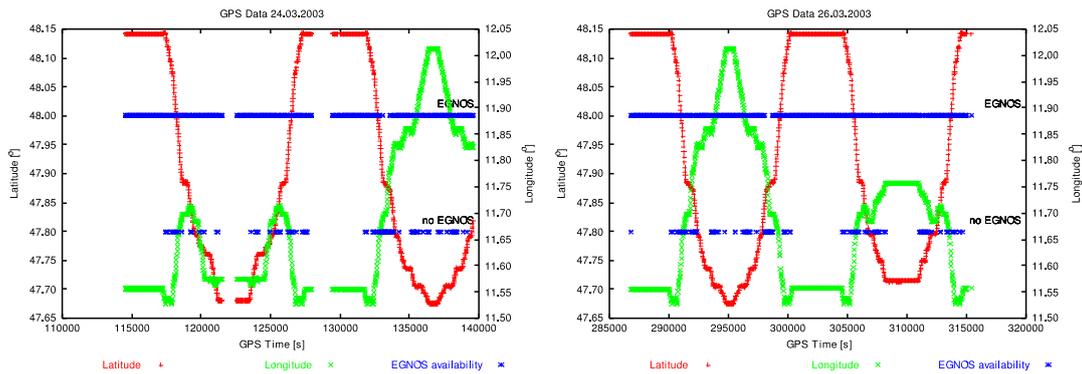


Abbildung 5.11: Verfügbarkeit von EGNOS während der zweiten Testkampagne

Aus diesem Grund wurde eine zweite Messkampagne unternommen, bei der eine Antenne von Sensor Systems mit hoher Verstärkung verwendet wurde. Mit dieser Antenne konnte EGNOS in 80% der Messzeit empfangen werden (Tabelle 5.3).

Die Verteilung der EGNOS Verfügbarkeit über Zeit und Position an den beiden Tagen der Messfahrten zeigen die Graphiken in Abbildung 5.11. Punkte in der oberen blauen Linie zeigen EGNOS-Verfügbarkeit an, während zu Zeitpunkten, an denen EGNOS nicht empfangen werden konnte, ein Punkt in der unteren blauen Linie markiert ist.

Die gesamten Daten der Testläufe wurden zur späteren Auswertung mitsamt aller von den Sensoren anfallenden Rohdaten aufgezeichnet. Damit besteht die Möglichkeit, verschiedene Szenarien hinsichtlich des Ausfalls einzelner Sensoren oder unter Verwendung virtueller Sensoren mit simulierten Daten durchzuspielen.

Um den Einfluss der einzelnen Komponenten zu charakterisieren, wurde die Auswertung mit verschiedenen Konfigurationen vorgenommen. Tabelle 5.3 zeigt die Konfigurationen, die zugrundegelegt wurden.

Konfiguration	Name	IMU	GPS	EGNOS
1	GPS performance		X	
2	GNSS performance		X	X
3	Full performance	X	X	X
4	EGNOS fail	X	X	
5	GNSS fail	X		
6	EGNOS fail/no side slip	X*	X	
7	GNSS fail/no side slip	X*		

*ohne die (virtuellen) Beobachtungen *side slip* und *up slip* im Vergleich zu 4 und 5

Tabelle 5.2: Konfigurationen der Datenauswertung

5.3.1 Streckenreferenz

Um die RADIOCOMPASS Messdaten hinsichtlich Genauigkeit auszuwerten, wurde anhand der GPS Pseudostreckenmessung von Fahrzeug und Referenzstation eine Streckenreferenz erstellt (Abbildung 5.12). Die maximale Entfernung von der Referenzstation betrug dabei ca. 52 km für die Endstation Bayrisch-Zell und ca. 42 km für die Endstationen Tegernsee und Lenggries. Bedingt durch die lange Basislinie und die Diskontinuität der Messungen des Fahrzeuges aufgrund von Abschattung und Mehrwegefehler konnte nicht für alle Strecken eine Trägerphasenlösung bestimmt werden. Die besten Resultate wurden auf der Strecke zwischen Holzkirchen und München (maximal 32 km Basislinie) erzielt, die zudem aufgrund der Streckenführung auch am häufigsten befahren wurde.

5.3.2 Genauigkeit der GPS und GPS/EGNOS Testläufe

Um die Verbesserung durch die Integration der Sensoren zu dokumentieren, wurden zunächst die Messdaten der jeweiligen Sensoren einzeln ausgewertet. Aufgrund der Verwendung eines Zweifrequenzempfängers sollte die Verwendung von EGNOS gegenüber der Einzelpunktlösung ohne EGNOS keine singifikante Verbesserung mit sich bringen. Um den Gewinn bezüglich eines Einfrequenzempfängers zu demonstrieren, wurde daher in der Nachprozessierung aus den gemessenen und aufgezeichneten, nichtkorrigierten Pseudostrecken die Einzelpunktlösung unter ausschließlicher Verwendung von L1 gerechnet (Abbildung 5.13) und mit den vom Empfänger gerechneten Positionen unter Verwendung von EGNOS verglichen. Der Empfänger wurde

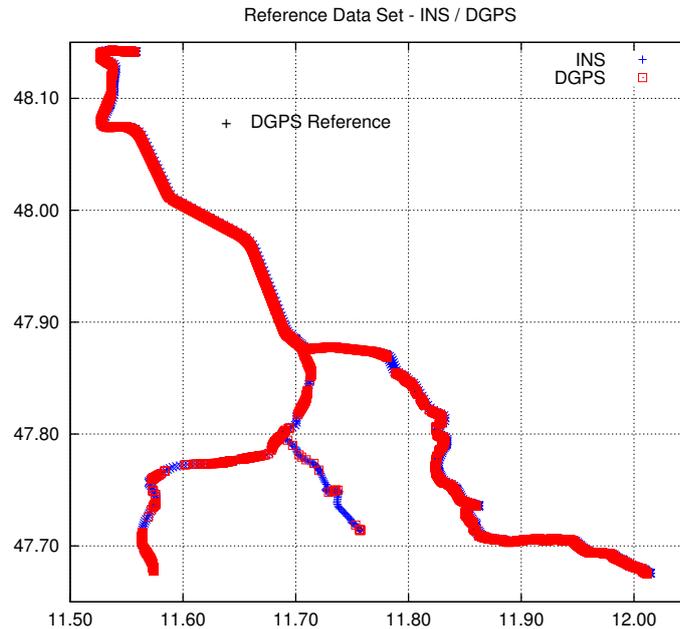


Abbildung 5.12: Streckenreferenz aus DGPS (rot) und INS (blau) abgeleitet; das Kreuz markiert die Position der Referenzstation

dazu so programmiert, dass er ausschließlich Korrekturterme aus der EGNOS Nachricht verwendet und keine Korrekturen aus den unterschiedlichen Gruppenlaufzeiten von L1 und L2 rechnet (Abbildung 5.13).

Die anhand der Residuen aus der Einzelpositionslösung abgeleitete, geschätzte Messgenauigkeit wurde anschließend mit der Genauigkeit aus den Residuen der DGPS Lösung verglichen (Differenz der Einzelpositionslösung zur differenziellen Positionslösung). Dabei zeigt sich, dass die mittlere Genauigkeit, gemittelt über alle Messpunkte einer Messfahrt eine eher pessimistische Schätzung der realen Situation widerspiegelt. Tabelle 5.3 zeigt die mittlere Positionsgenauigkeit, geschätzt aus den gemessenen Residuen (SPP) im Vergleich zu der Genauigkeit gegenüber der DGPS ($R_{SPP} - R_{DGPS}$) Lösung.

5.3.3 Genauigkeit unter optimalen Bedingungen

Für den Streckenabschnitt Holzkirchen-München wurde die Leistung des RADIOCOMPASS unter optimalen Bedingungen bewertet. Die Referenzdatensätze, abgeleitet aus dem Inertialsystem und der DGPS Lösung, zeigen die Abbildungen 5.14 und 5.15.

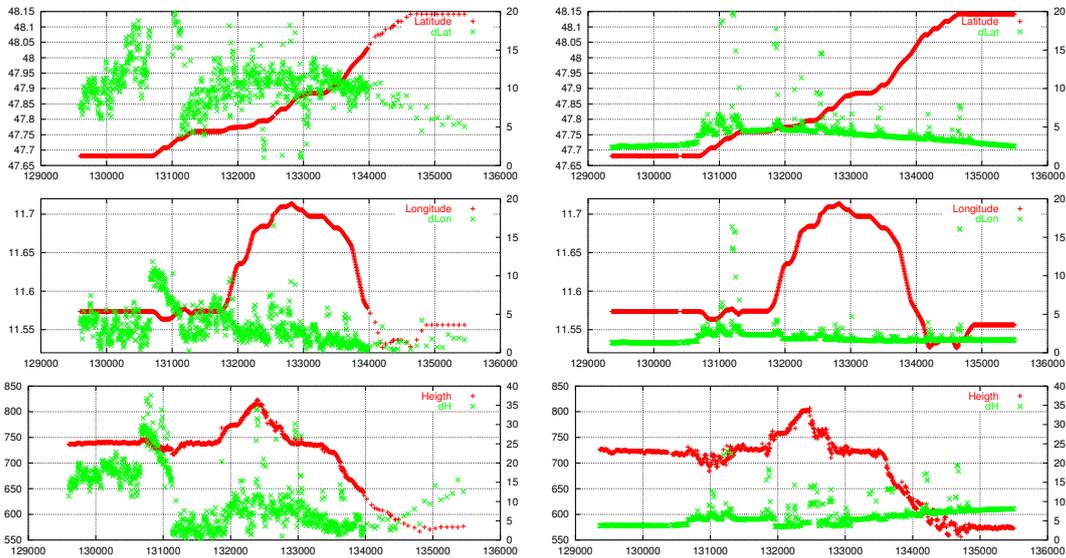


Abbildung 5.13: Einzelpunktlösung ausschließlich mit L1 (links) und mit EGNOS (rechts).

	dLat/[m]	dLon/[m]	dH/[m]
SPP	6.085	5.270	11.663
SPP - DGPS	5.145	2.885	9.326

Tabelle 5.3: Autonome Genauigkeit des RADIOCOMPASS: Die obere Zeile zeigt die geschätzte mittlere Genauigkeit (1σ) des GPS Teilsystems (abgeleitet aus den Residuen der Beobachtungen). In der unteren Zeile im Vergleich dazu die gemessene Genauigkeit des GPS Teilsystems, bezogen auf die in der Nachbearbeitung ermittelte, differentielle GPS Lösung

Erstere zeigt im oberen Diagramm die horizontale Position in Länge und Breite und im unteren Diagramm die Höhe über dem WGS84 Ellipsoid. Das Inertialsystem wurde zu Beginn der Messfahrt mit der GPS Position initialisiert und läuft danach frei. Während regelmäßiger Stopps an Bahnhöfen wird ein Nullgeschwindigkeitsabgleich durchgeführt. Im Höhendiagramm erkennt man die Höhendrift des freilaufenden Inertialssystems, hingegen bleiben die horizontalen Fehler aufgrund der Schulerabstimmung begrenzt.

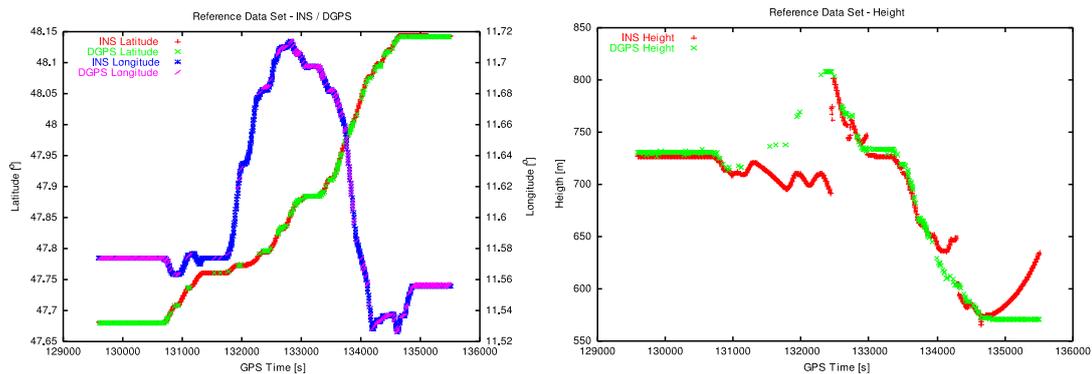


Abbildung 5.14: Referenzdaten für horizontale Position und Höhe, abgeleitet aus DGPS Trägerphasenlösungen bei maximal 20km Basislänge und dem Inertialsystem.

Abbildung 5.15 zeigt die Lagereferenz. Deutlich erkennbar sind die Rollbewegungen bei Kurvenfahrt durch Überhöhung des Gleises (grüne Kurve, siehe auch 4.4)

Die integrierte Positionslösung des RADIOCOMPASS aus den GPS-EGNOS Messungen des Novatel Empfängers und der Litton IMU wurden mit diesem Referenzdatensatz verglichen und die Residuen berechnet.

Der mittlere Positionsfehler in dieser Konfiguration erreicht Werte im Dezimeterbereich bei einer Standardabweichung von 2 bis 3 Metern ($(2...3 \cdot 10^{-40}$ Breite / $1.4...3.5 \cdot 10^{-40}$ Länge @ 47°N). Einzelne Residuen reichen an 10m, wenn über längere Zeit keine Stützung der IMU vorhanden ist (keine oder eine schlechte GPS Messung). Der Geschwindigkeitsfehler liegt im Bereich von $10 - 40\text{cm/s}$. Tabelle 5.4 fasst die Genauigkeit des RADIOCOMPASS unter optimalen Bedingungen zusammen.

Kleine Biase in den Lagewinkeln lassen sich durch die unterschiedliche Einbaulage erklären. Beide Inertialsysteme wurden allerdings auf eine gemeinsame Bodenplatte

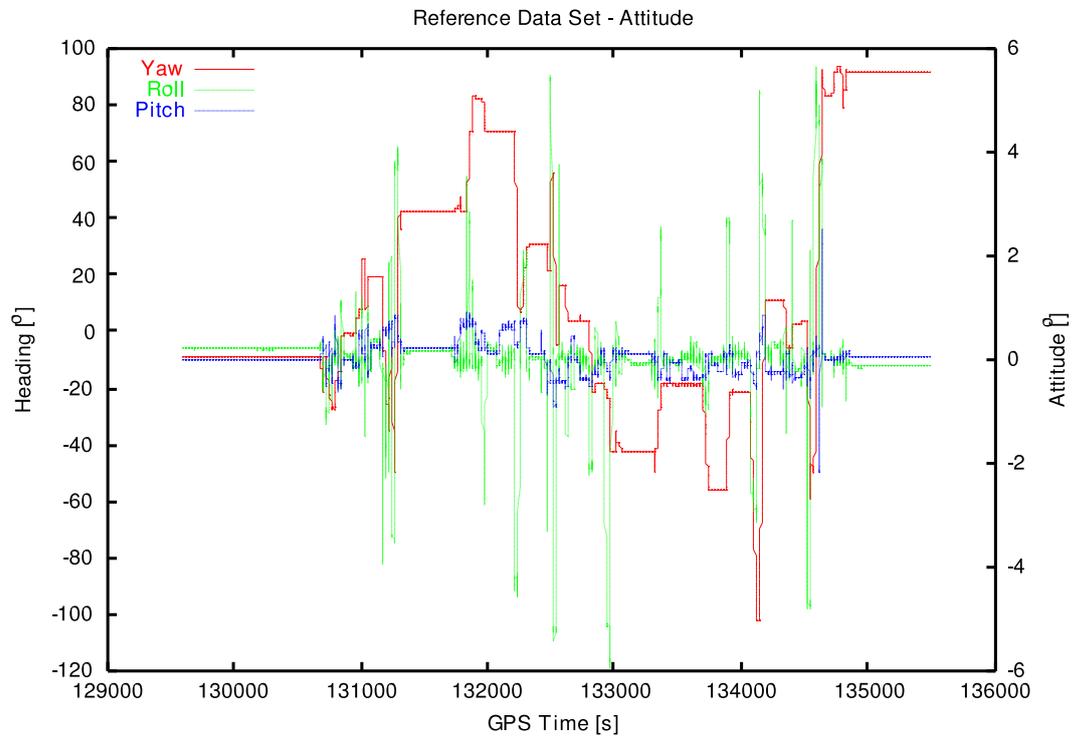


Abbildung 5.15: Lagereferenz aus dem Inertialsystem unter Verwendung von ZUPTs bei den regelmäßigen Halts

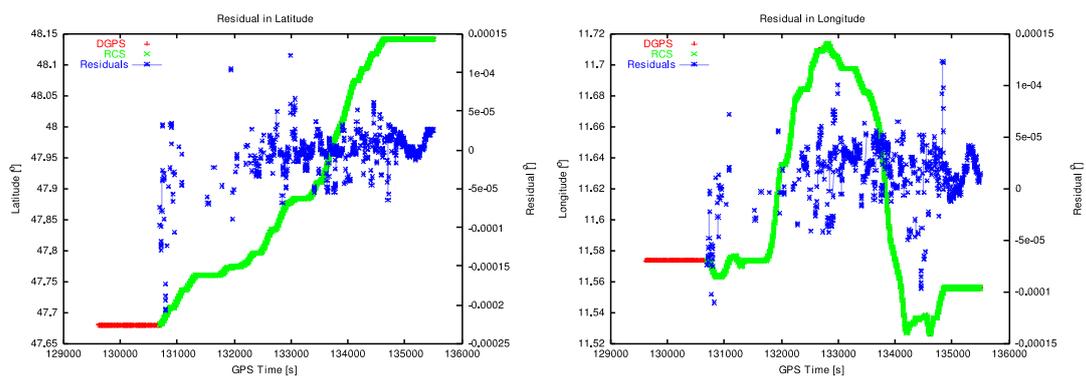


Abbildung 5.16: Residuen der horizontalen Position, aufgeteilt in Breitengrad (oben) und Längengrad (unten).

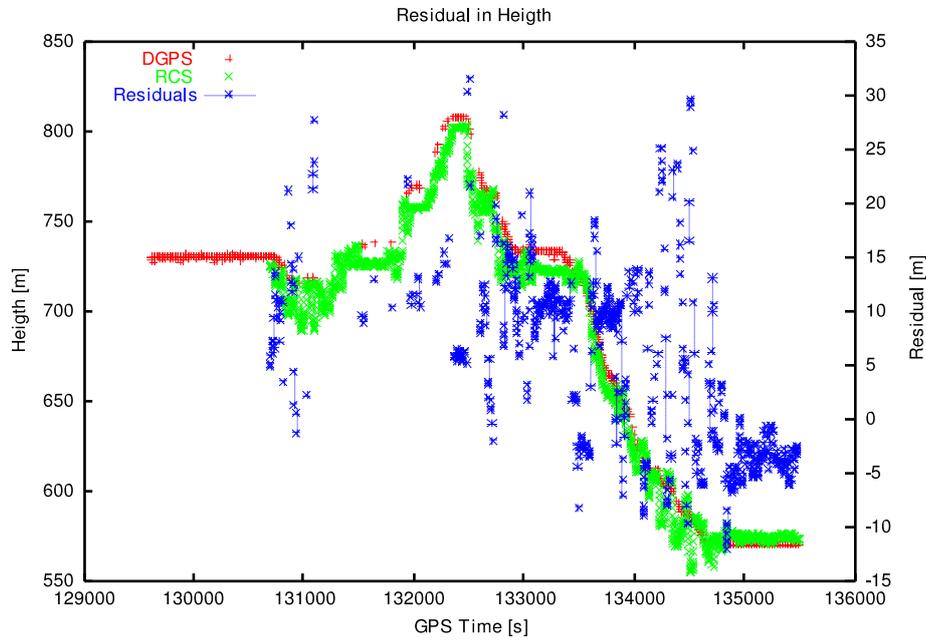


Abbildung 5.17: Vertikaler Positionsfehler des RADIOCOMPASS

		Mittelwert	Standardabweichung
dP [m]	Breite	0.134	2.100
	Länge	0.043	1.200
	Höhe	0.116	3.007
dV [m/s]	Nord	-0.024	0.401
	Ost]	-0.448	0.187
	Abwärts	0.030	0.308
dA [°]	Rollwinkel	-0.301	0.208
	Nickwinkel	-0.058	0.109
	Azimuth	0.121	0.861

Tabelle 5.4: Genauigkeit des RADIOCOMPASS in Position (dP), Geschwindigkeit (dV) und Lage (dA) unter optimalen Bedingungen

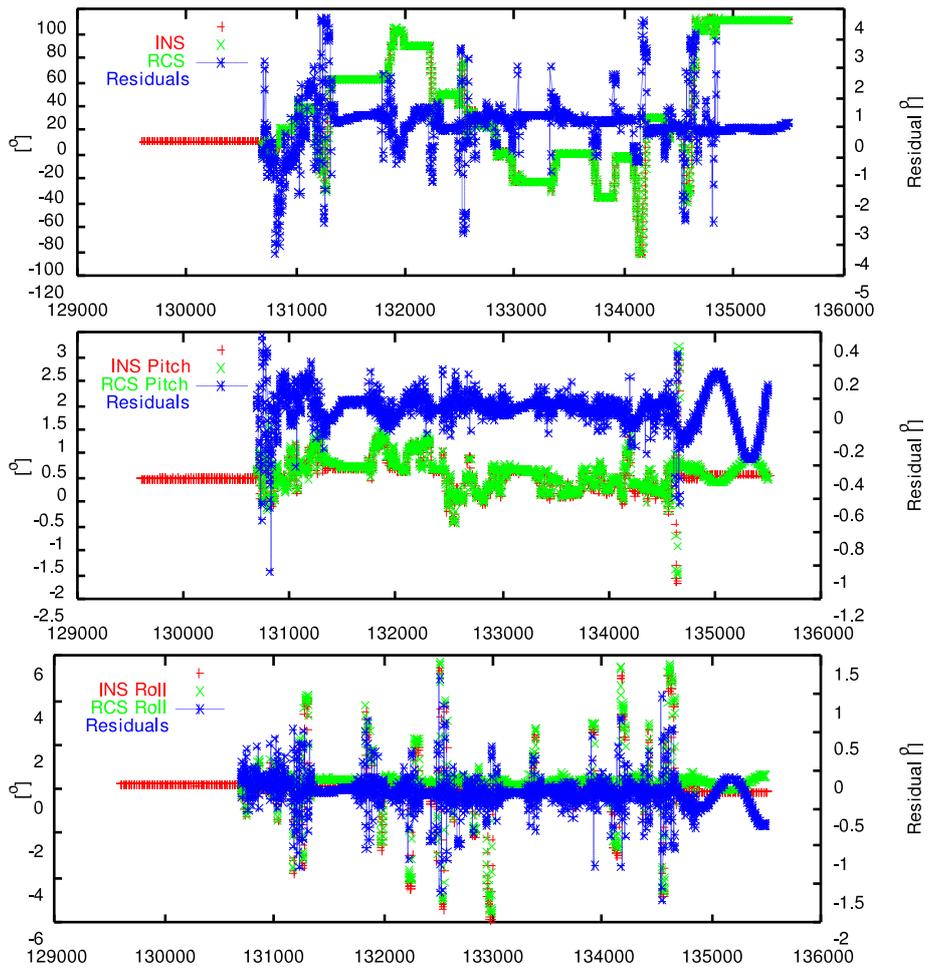


Abbildung 5.18: Lagefehler des RADIOCOMPASS. Von oben sind die Residuen von Azimuth, Nick und Rollwinkel dargestellt.

montiert, so dass der Bias in den Lagewinkeln während der Messkampagnen konstant blieb.

5.3.4 Genauigkeit unter operationellen Bedingungen

Während des gesamten in Abschnitt 5.3.3 ausgewerteten Datensatzes gab es verschiedene Epochen mit schlechtem oder gar keinem GPS und/oder EGNOS Empfang. Als Kriterium für die Nichtverfügbarkeit wurde eine horizontale Standardabweichung der Novatel Position von 15m gewählt. Unter diesen Voraussetzungen war GPS in 6.7% der Messzeit nicht oder nur bedingt verfügbar. Diese Epochen sind in die Auswertung im Abschnitt 5.3.3 nicht mit eingegangen. Werden diese Epochen mit berücksichtigt, kommt es naturgemäß zu einer geringen Verschlechterung der Systemleistung.

		Mittelwert	Standardabweichung
dP [m]	Breite	-0.117	5.179
	Länge	0.125	3.661
	Höhe	1.060	4.621
dV [m/s]	Nord	-0.024	0.383
	Ost]	-0.445	0.186
	Abwärts	0.030	0.308
dA [°]	Rollwinkel	-0.429	0.232
	Nickwinkel	-0.205	0.108
	Azimuth	-0.718	2.379

Tabelle 5.5: Genauigkeit des RADIOCOMPASS in Position (dP), Geschwindigkeit (dV) und Lage (dA) unter operationellen Bedingungen

Tabelle 5.5 zeigt die Leistungsdaten unter operationellen Bedingungen. Sie liegen bei 3.5 - 5.5 m Positionsgenauigkeit und zwischen 0.2 und 0.4 m/s Genauigkeit der Geschwindigkeit. Die Lagewinkel sind besser als 0.25° bei einer Richtungsgenauigkeit von kleiner 2.5° . Diese Werte demonstrieren die Leistungsfähigkeit des verwendeten Filters und liegen deutlich über den Anforderungen. Die im Vergleich zu den Lagewinkeln relativ große Standardabweichung des Richtungswinkels ist in der schlechten Beobachtbarkeit des Azimuthfehlers begründet.

Im Vergleich zu den Konfigurationen, die nur GPS verwenden, ist die Verfügbarkeit des Systems signifikant gestiegen, da Ausfälle des GPS Signals durch die inertialen Messungen interpoliert werden. Zudem steht durch Verwendung der IMU eine

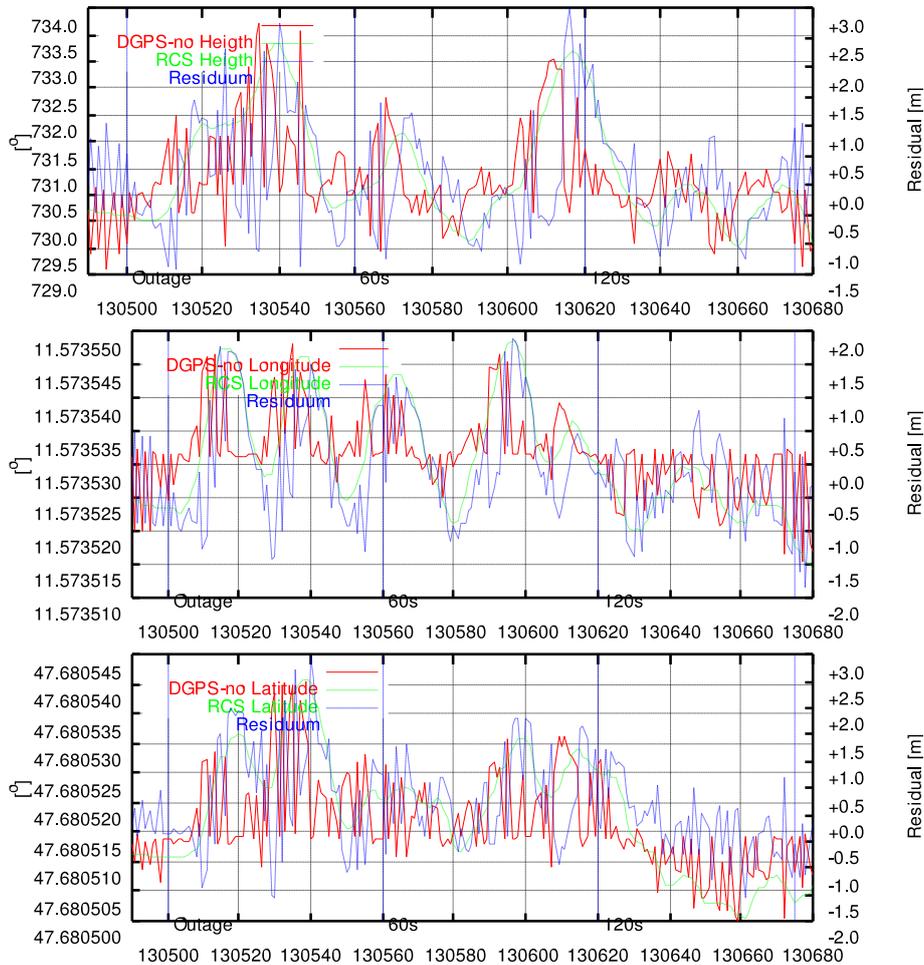


Abbildung 5.19: Verhalten des RADIOCOMPASS bei guter Satellitensichtbarkeit.

PVA Lösung (Position, Geschwindigkeit, Lage) mit einer Datenrate von 50 Hz zur Verfügung.

5.3.5 Überbrückung bei GPS Abschattungen

Das Verhalten des RADIOCOMPASS bei guter Satellitensichtbarkeit ist für einen Zeitabschnitt von 180 Sekunde in Abbildung 5.19 dargestellt. Deutlich ist das glättende Verhalten des Filters erkennbar. Eine leichte Phasenverzögerung ist ebenfalls auf das Tiefpassverhalten des Kalman Filters zurückzuführen.

Für den selben Zeitabschnitt wurde das Verhalten des RADIOCOMPASS auf totalen Signalverlust des GPS Untersystems simuliert. Zum Zeitpunkt $T = 130500s$ wurden für

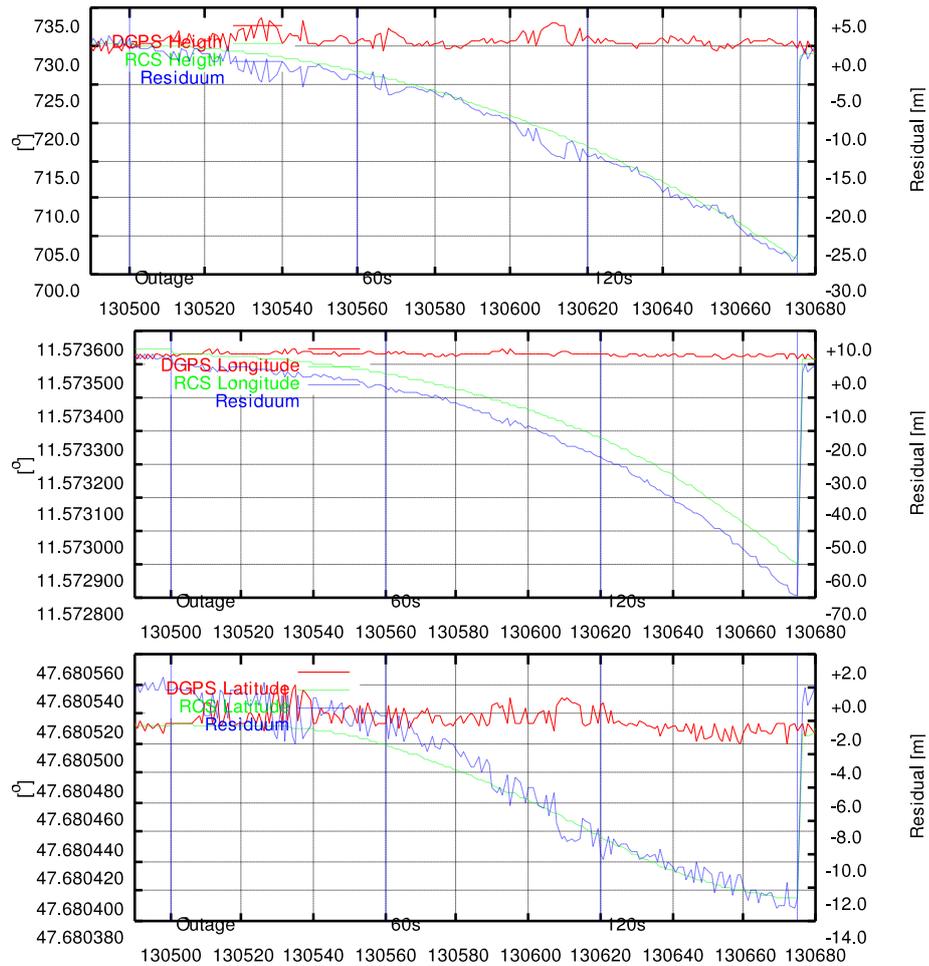


Abbildung 5.20: Verhalten des RADIOCOMPASS bei kurzzeitiger Abschattung.

180 Sekunden keine Beobachtungen mehr prozessiert, so dass das Inertialsystem frei läuft. Abbildung 5.20 zeigt, wie die Position gegenüber der wahren Position (DGPS) wegdriftet. Das Verhalten des Systems wird jetzt zunehmend von nicht kompensierten Fehlern der Inertialsensoren bestimmt. Der Positionsfehler hängt dabei wesentlich von der Genauigkeit des initialen Abgleichs der Sensoren (*initial alignment*) - speziell vom Azimuthwinkel - und der Geschwindigkeit ab.

Der Positionsfehler, der durch den künstlichen GPS-Ausfall hervorgerufen wurde, liegt bei circa 70m nach drei Minuten. Innerhalb der ersten 60 Sekunden ist der Fehler jedoch auf weniger als 7m begrenzt. Für die (im Projekt) geforderte Positionsgenauigkeit von 7m lässt sich somit eine effektive Überbrückungszeit von circa 60 Sekunden ableiten.

6 Schlussbetrachtungen und Zusammenfassung

Navigation (im Sinne von Positionierung *und* Ortung) und Vermessung sind für den wirtschaftlichen Betrieb von Bahnbetrieb und Bahn-Infrastruktur von zentraler Bedeutung. Aufgrund der Anforderungen hinsichtlich Genauigkeit, Verfügbarkeit und Integrität ist eine Lösung basierend auf einem einzigen Navigationssystem oft nicht ausreichend. Die Integration verschiedener Sensoren erlaubt hier eine Verbesserung des Gesamtsystems hinsichtlich aller oben genannten Aspekte. Vor allem die Integration satellitengestützter und inertialer Navigation führt zu einer wesentlichen Verbesserung des Gesamtsystems durch ihr konträres Fehlerverhalten. In der vorliegenden Arbeit wurden zwei Systeme vorgestellt, die durch Integration von GPS und inertialer Sensoren versuchen, die Bedürfnisse im anspruchsvollen Sektor der Signalisierung und Zugsicherung sowie des Fahrweg-Managements zu erfüllen.

Die durchgeführten Untersuchungen und Tests der Prototypen führten dabei zu den folgenden wesentlichen Ergebnissen dieser Arbeit:

Gleisvermessung Die Integration von INS- und DGPS-Messungen ist eine etablierte Technik. Unter der besonderen Voraussetzung hochgenauer Vermessungen im Millimeter-Bereich müssen jedoch limitierende Faktoren berücksichtigt werden.

Ein kritischer Punkt ist die exakte zeitliche Synchronisation sowohl zwischen den GPS und INS Daten als auch zu allen übrigen Sensoren, da bereits ein Fehler von 1 ms bei einer Geschwindigkeit von 30 km/h zu einem Ortsfehler von etwa 1 mm führt.

Da Messfehler der Vektoren zwischen den Sensoren direkt auf die Messgenauigkeiten koppeln, müssen diese – bei einer geforderten Genauigkeit des Systems von 1 mm – mit einer Genauigkeit im Bereich von 0,1 mm verfügbar sein. Daher muss auch

die exakte Position des Phasenzentrums der GPS Antenne berücksichtigt und - bei einer Abhängigkeit des Phasenzentrums von Azimuth und Elevation - eine dynamische Korrektur angebracht werden.

Ebenso ist die mechanische Stabilität der Messanordnung zu berücksichtigen, da eine Anregung der Plattform zu Eigenschwingungen die Vektoren zwischen den Sensoren beeinflussen kann.

Unter Berücksichtigung dieser Faktoren scheint eine Positionierung der Messplattform mit Genauigkeiten im Millimeterbereich möglich.

Das System erlaubt somit eine vollständige Erfassung der äußeren und inneren Gleisgeometrie unter Last auf das Gleisbett bei hohen Fahrgeschwindigkeiten. Selbst bei Tempi bis 300 km/h wird beim vorliegenden System alle 83 cm ein Messpunkt erfasst. Zukünftig könnte ein solches oder ähnliches System auf einem im Linienverkehr betriebenen Zug mitfahren und so ohne Einschränkung des Betriebes der Zustand des Gleises regelmäßig erfasst werden.

Zugsicherung Das implementierte System war in der Lage, Sensorfehler und Degradationen sicher zu erkennen. Die Genauigkeiten für den Eingleisbetrieb wurden auch unter schlechten Sichtbarkeitsbedingungen erfüllt. Die Verwendung passiver Balisen in Bereichen schlechter Abdeckungen (z.B. wg. Abschattung in Tunnel oder Schluchten) bzw. vor sicherheitskritischen Stellen erhöht hier deutlich die Integrität und Verfügbarkeit des Systems durch eine unkorrelierte, exakte Beobachtung. Somit konnte der RADIOCOMPASS die Anforderungen weitestgehend erfüllen. Die Verwendung von EGNOS verbessert zwar die Genauigkeit im Einfrequenzbetrieb aufgrund der übertragenen Korrekturdaten für den Einfluss der Ionosphäre, eine Verbesserung der Integrität ist aber aufgrund der schlechten Kontinuität nicht möglich. So war zwar der Empfang des EGNOS Satellitensignals fast immer möglich, die Übertragung der Navigationsnachricht war aber häufig durch Fehlübertragungen aufgrund kurzzeitiger Abschattung unterbrochen. Das schlechte Empfangsverhalten für EGNOS lässt sich vor allem durch die vergleichsweise niedrige Elevation der geostationären Satelliten in mittleren Breiten erklären.

Aussicht In Hinblick auf das europäische Satellitennavigationssystem Galileo wird vor allem der Bereich der Zugsicherung hier deutlich profitieren. Die Verdopplung

der sichtbaren Satelliten, die Übertragung von Integritätsnachrichten (I/NAV) auf allen Satelliten und die Verfügbarkeit von zwei oder mehr Frequenzen wird die Genauigkeit, Verfügbarkeit und vor allem auch Integrität der Satelliten-Navigationslösung deutlich erhöhen. In Verbindung mit einem Inertialsystem lassen sich kurze Ausfallzeiten - eventuell durch Hinzunahme weiterer Sensoren wie Balisen und Hodometer - sicher überbrücken.

Unter Zuhilfenahme geeigneter Algorithmen zur Fixierung der Mehrdeutigkeiten in Echtzeit und entsprechender Verfügbarkeit von differentiellen Beobachtungen (z.B. SAPOS) wird in Zukunft auch eine millimetergenaue Positionierung in Echtzeit möglich sein. Eine Verbesserung wird auch hier vor allem durch die Erhöhung nutzbarer Beobachtungen (Satelliten) erreicht, die durch das Lichtraumprofil in lateraler Richtung je nach Höhe der Antenne deutlich begrenzt sein kann.

7 Danksagung

Diese Arbeit ist zum größten Teil während meiner Zeit am Institut für Erdmessung und Navigation (IfEN) der Universität der Bundeswehr München in Neubiberg entstanden.

Danken möchte ich meiner Frau Anabell, die mich immer wieder angespornt hat und ohne deren Unterstützung ich diese Arbeit nicht voran gebracht hätte.

Danken möchte ich ebenso meiner Tochter Solveig Lilian, die in den letzten Wochen der Fertigstellung dieser Arbeit öfters als gewohnt auf Ihren Vater verzichten musste.

Mein Dank gilt Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Günter W. Hein, der mir diese Arbeit ermöglicht hat sowie Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Bernd Eissfeller für die Betreuung der Arbeit.

Ganz besonders möchte ich auch den Kolleginnen und Kollegen am Institut für Erdmessung und Navigation und bei der IfEN GmbH danken, die durch viele Fachgespräche, durch Rat, Hilfe und freizügigen Zugang zu Quelltexten und Algorithmen mit zu dieser Arbeit beigetragen haben.

Abkürzungsverzeichnis

BOB	<u>B</u> ayerische <u>O</u> berland <u>b</u> ahn
CAI	<u>C</u> old <u>A</u> tom <u>I</u> nterferometry
CIO	<u>C</u> onventional <u>I</u> nternational <u>O</u> rigin
COTS	<u>C</u> omponent <u>o</u> f the <u>s</u> helf
DME	<u>D</u> istance <u>M</u> easuring <u>E</u> quipment
DMI	<u>D</u> river <u>M</u> achine <u>I</u> nterface
DYSAF	<u>D</u> ynamic <u>S</u> afety
ECEF	<u>E</u> arth <u>C</u> entered, <u>E</u> arth <u>F</u> ixed
ECI	<u>E</u> arth <u>C</u> entered <u>I</u> ntertial
EGNOS	<u>E</u> uropean <u>G</u> eostationary <u>N</u> avigation <u>O</u> verlay <u>S</u> ervice
ERRI	European Rail Research Institute
ERTMS	<u>E</u> uropean <u>R</u> ail <u>T</u> raffic <u>M</u> anagement <u>S</u> ystem
ETCS	<u>E</u> uropean <u>T</u> rain <u>C</u> ontrol <u>S</u> ystem
EVC	<u>E</u> uropean <u>V</u> ital <u>C</u> omputer
FOG	<u>F</u> iber <u>o</u> ptical <u>G</u> yro
GNSS	<u>G</u> lobal <u>N</u> avigation <u>S</u> atellite <u>S</u> ystem
GPS	<u>G</u> lobal <u>P</u> ositioning <u>S</u> ystem
GRARR	<u>G</u> oddard Space Flight Center <u>R</u> ange and <u>R</u> ange <u>R</u> ate system
GSM	<u>G</u> lobal <u>S</u> ystem for <u>M</u> obile Communication
GSM/R	<u>G</u> lobal <u>S</u> ystem for <u>M</u> obile Communication/ <u>R</u> ail
IMU	<u>I</u> ntertial <u>M</u> easurement <u>U</u> nit
INS	<u>I</u> ntertial <u>N</u> avigation <u>S</u> ystem
LEU	<u>L</u> ine <u>E</u> quipment <u>U</u> nits
LORAN	<u>L</u> ong <u>R</u> ange <u>N</u> avigation
LZB	<u>L</u> inien- <u>Z</u> ug- <u>B</u> eeinflussung
MEMS	<u>M</u> echanisch- <u>e</u> lektrische <u>M</u> ikrosensoren
NAVSTAR	<u>N</u> avigation <u>S</u> atellite <u>T</u> iming and <u>R</u> anging

NMR	<u>N</u> uclear <u>N</u> agnetic <u>R</u> esonance
PPS	<u>P</u> ulse <u>P</u> er <u>S</u> econd
RBC	<u>R</u> adio <u>B</u> lock <u>C</u> enter
RLG	<u>R</u> ing <u>l</u> aser <u>G</u> yro
RMS	<u>R</u> oot <u>M</u> ean <u>S</u> quare
SDF	<u>S</u> ingle <u>D</u> egree of <u>F</u> reedom
SECOR	<u>S</u> equential <u>C</u> ollation of <u>R</u> ange
TDF	<u>T</u> wo <u>D</u> egree of <u>F</u> reedom
TIMS	Track Irregularity Measurement System
UTC	<u>U</u> niversal <u>T</u> ime, <u>c</u> oordinated
VDLL	<u>V</u> ector <u>D</u> elay <u>L</u> ock <u>L</u> oop

Index

- Atominterferometrie, 49
- BOB, Bayerische Oberlandbahn, 128
- CDMA, Spreizcode, 32
- CIO, 28, 30
- deeply coupling, 81
- DLL, 79
- DME, 31, 101
- DMI, 61
- Dopplerradar, 60
- DYSAF, 97
- ECEF, 28
- ECI, 28
- EGNOS, 121
- enge Kopplung, closely coupling, 77
- ERRI, 97
- ERTMS, 20
- Eurobalise, 21
- EVC, 21
- extended Kalman-Filter, 67
- FLL, 79
- FOG, 46
- GALILEO, 32
- GNSS, 31
- Gold-Code, 32
- GPS, NAVSTAR GPS, 31
- GRARR, 31
- GSM/R, 20
- Hodometer, 20, 59
- IERS, 28
- IMU, 56
- INS, 56
- Lock-in Effekt, 43
- LORAN, 31
- lose Kopplung, loosely coupling, 76
- LZB, Linien-Zug-Beeinflussung, 19
- MEMS, 47
- MEO, 34
- NCO, 79
- NED,NEU, 29
- NMR, 47
- PLL, 79
- PRN, 79
- RBC, 21
- RLG, 43
- Sagnac-Effect, 41

SECOR, 31

straffe Kopplung, tightly coupling, 78

strapdown system, 41

TDF, SDF, 39

TIMS, 97

TRANSIT, 31

ultrastraffe Kopplung, ultra-tightly coupling, 81

UTC, 32

VDLL, Vector Delay Lock Loop, 84

WAAS, 121

Literaturverzeichnis

- [ABB⁺79] ANDERSON, E. ; BAI, Z. ; BISCHOF, C. ; DEMMEL, J. ; DONGARRA, Jack J. ; CROZ, J. D. ; GREENBAUM, A. ; HAMMARLING, S. ; MCKENNEY, A. ; OSTROUCHOV, S. ; SORENSEN, D.: *LAPACK Users' Guide*. 1st. Philadelphia : Society for Industrial and Applied Mathematics, 1979. – ISBN 0–89871–294–7 (paperback)
- [BBC⁺94] BARRETT, R. ; BERRY, M. ; CHAN, T. F. ; DEMMEL, J. ; DONATO, J. ; DONGARRA, J. ; EIJKHOUT, V. ; POZO, R. ; ROMINE, C. ; VORST, H. V.: *Templates for the Solution of Linear Systems: Building Blocks for Iterative Methods, 2nd Edition*. Philadelphia, PA : SIAM, 1994
- [Ber03] BERKES, Uwe L.: GALILEO System Update. In: *Australian CGSIC Meeting*, 2003. – GALILEO Interim Support Structure - Brussels
- [BH92] BROWN, R. G. ; HWANG, P. Y.: *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*. 2nd. John Wiley & SONS, INC., 1992
- [BS75] BRAMMER, Karl ; SIFFLING, Gerhard: *Kalman-Bucy-Filter, Deterministische Beobachtung und stochastische Filterung*. 1. München : R. Oldenbourg Verlag, 1975
- [BS86] BRAMMER, Karl ; SIFFLING, Gerhard: *Stochastische Grundlagen des Kalman-Bucy-Filters, Wahrscheinlichkeitsrechnung und Zufallsprozesse*. München : R. Oldenbourg Verlag, 1986
- [Cha97] CHATFIELD, Averil B.: *Fundamentals of high accuracy inertial navigation*. American Inst. of Aeronautics and Astronautics, 1997
- [CLH⁺06] CANUEL, B. ; LEDUC, F. ; HOLLEVILLE, D. ; GAUGUET, A. ; FILS, J. ; VIRDIS, A. ; CLAIRON, A. ; DIMARCQ, N. ; BORDÉ, C. J. ; LANDRAGIN, A. ; BOUYER, P.: Six-Axis Inertial Sensor Using Cold-Atom Interferometry. In: *Physical Review Letters* 97 (2006), Juli, Nr. 1, S. 010402–+.

- <http://dx.doi.org/10.1103/PhysRevLett.97.010402>. – DOI 10.1103/PhysRevLett.97.010402
- [CM91] CARNAL, O. ; MLYNEK, J.: Young's double-slit experiment with atoms: a simple atom interferometer. In: *Phys. Rev. Lett.* 66 (1991), May, Nr. 21, S. 2689–2692. <http://dx.doi.org/10.1103/PhysRevLett.66.2689>. – DOI 10.1103/PhysRevLett.66.2689
- [Der96] DER RAT DER EUROPÄISCHEN UNION: Richtlinie 96/48/eg des Rates vom 23. juli 1996 über die Interoperabilität des Transeuropäischen Hochgeschwindigkeitsbahnsystems / Europäische Gemeinschaft. 1996. – Forschungsbericht
- [DF92] DIERENDONCK, A. J. V. ; FENTON, P. ; FORD, T.: Theory and Performance of Narrow Correlating Spacing in a GPS Receiver. In: *Journal of the Institute of Navigation* 39 (1992), Nr. 3, S. 265–283
- [DIN95] Norm DIN EN 50125-1:1995 / VDE 0115 Teil 108-1 1995. *Railway applications, Environmental Conditions for Equipment, Part 1: Equipment on Board Rolling Stock*
- [DIN99] Norm DIN EN 50155 / VDE 0115 Teil 200 1999. *Railway applications, Electronic equipment used on rolling stock*
- [EEI96] EEIG ERTMS USER GROUP: System Requirements Specification / European Economic Interest group - European Rail Traffic System. Brussels, Belgium, 20 Dezember 1996 (EEIG 96E236). – Forschungsbericht
- [ES89] EISSFELLER, B. ; SPIETZ, P.: Basic filter concepts for the integration of GPS and an inertial ring laser gyro strapdown system. In: *Manuscripta Geodaetica* 14 (1989), S. 166–182
- [Eur02] EUROPEAN SPACE AGENCY: Galileo - Mission High Level Definition / European Commission. 2002. – Forschungsbericht
- [Eur05] EUROPEAN ASSOCIATION FOR RAILWAY INTEROPERABILITY (Hrsg.): *FFFIS for Eurobalise*. Issue 2.3.0. <http://www.aEIF.org/>: European Association for Railway Interoperability, 4 Oktober 2005. – Subset-036
- [GA01] GREWAL, Mohinder S. ; ANDREWS, Angus P.: *Kalman Filter - Theory and Practice Using MATLAB*. John Wiley & Sons, Inc., 2001

- [GBK97] GUSTAVSON, T. L. ; BOUYER, P. ; KASEVICH, M. A.: Precision Rotation Measurements with an Atom Interferometer Gyroscope. In: *Phys. Rev. Lett.* 78 (1997), Mar, Nr. 11, S. 2046–2049. <http://dx.doi.org/10.1103/PhysRevLett.78.2046>. – DOI 10.1103/PhysRevLett.78.2046
- [Gol67] GOLD, R.: Optimal Binary Sequences for Spread Spectrum Multiplexing. In: *IEEE Transactions on Information Theory* 13 (1967), Oktober, Nr. 4, S. 619–621
- [GPS06] GPS JOINT PROGRAM OFFICE (Hrsg.): *Interface Specification IS-GPS-200*. Revision D. GPS Joint Program Office, 7 März 2006
- [Han06] HANSEN, W. W.: Navigation, Gravitation and Cosmology with Cold Atom Sensors. In: *International Workshop on „ADVANCES IN PRECISION TESTS AND EXPERIMENTAL GRAVITATION IN SPACE“* (2006), September
- [HARW06] HEIN, Guenther W. ; AVILA-RODRIGUEZ, Jose-Angel ; WALLNER, Stefan: The Galileo Code and Others. In: *Inside GNSS* (2006), September
- [Heu01] HEUWOLD, Niels: *Parametrisierung der Gleisgeometrie aus Befahrungsdaten von Gleismesswagen*, Technische Universität Berlin - Institut für Geodäsie und Geoinformationstechnik, Diplomarbeit, August 2001
- [HMS89] HERING, Ekbert ; MARTIN, Rolf ; STOHRER, Martin: *Physik für Ingenieure*. 3. Düsseldorf : VDI-Verlag, 1989
- [HMW93] HENNECKE, Fritz ; MÜLLER, Gerhard ; WERNER, Hans: *Handbuch Ingenieurvermessung, Bd.5, Verkehrsbau, Eisenbahnbau, Ergänzungsband Deutsche Bundesbahn*. Herbert Wichmann Verlag GmbH , Karlsruhe, 1993
- [Hot89] HOTOP, Hans-Jürgen: New Kalman filter algorithms based on orthogonal transformations for serial and vector computers. In: *j-PARALLEL-COMPUTING* 12 (1989), November, Nr. 2, S. 233–247. – ISSN 0167–8191
- [Hot96] HOTATE, Kazuo: Future evolution of fiber optic gyros. In: *Fiber Optic Gyros: 20th Anniversary Conference* Bd. 2837. Denver, Colorado, August 1996

- [IGW01] Leopold-Franzens Universität Innsbruck (Veranst.): *XI. Internationale Geodätische Woche*. Bd. 19. 2001
- [Itô51] ITÔ, Kiyoshi: On stochastic differential equations. In: *American Mathematical Society* (1951)
- [Jek01] JEKELI, Christopher: *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*. 1. Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 2001
- [KAE04] KREYE, Christian ; AMERES, Gerald ; EISSFELLER, Bernd: Architectures of GNSS/INS Integrations -Theoretical Approach and Practical Test-. In: *DGON 2004 Symposium Gyro Technology* (2004), 22 September, S. pp. 14.0–14.16
- [Kal60] KALMAN, R. E.: A new approach to linear filtering and prediction problems. In: *Journal of Basic Engineering* 83 (1960), S. 35–44
- [Kas06] KASEVICH, Mark: Navigation, Gravitation and Cosmology with Cold Atom Sensors. In: *International Workshop on "Advances in Precision Tests and experimental Gravitation in Space"*, 2006
- [KB61] KALMAN, R. E. ; BUCY, R. S.: New Results in Linear Filtering and Prediction Theory. In: *Journal of Basic Engineering* 83d (1961), S. 95–108
- [KELS02] KREYE, Christian ; EISSFELLER, Bernd ; LÜCK, Thorsten ; SANROMA, Daniel: Development and Performance Analysis of a Tightly Coupled GNSS/INS-System. In: *Proceedings of the 9th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*, 2002
- [KL94] KORTÜM, Willi ; LUGNER, Peter: *Systemdynamik und Regelung von Fahrzeugen, Einführung und Beispiele*. Springer-Verlag, 1994
- [Kol41] KOLMOGOROFF, A. N.: Interpolation und Extrapolation von stationären zufälligen Folgen. In: *Bulletin der Akademie der Wissenschaften* 5 (1941), S. 3–14
- [Krü03] KRÜGER, Martin: Zugsicherung in Deutschland - von der LZB zu ETCS. In: *ei* 54 (2003), 2, Nr. 2, S. 27–31
- [LÖ1] LÜCK, Thorsten: Radio Compass - INS/GPS Trade-Off and Selection / University FAF Munich. 2001. – Forschungsbericht

- [Lab02] LABRENZ, Fedor: Hochgeschwindigkeitsverkehr in Europa - Fahrzeugkonzepte im Vergleich. In: *ei* (2002), Dezember
- [LBLE02] LEMKE, Norbert ; BEDRICH, Stefan ; LÜECK, Thorsten ; EISSFELLER, Bernd: Train and Cargo Monitoring and Control with a "Radio Compass". In: *ion* (2002)
- [LCE06] LO, Sherman ; CHEN, Alan ; ENGE, Per: GNSS Album - Images and Spectral Signatures of the New GNSS Signals. In: *InsideGNSS* 1 (2006), Mai, Nr. 4, S. 46–56
- [LEKM01] LÜCK, Thorsten ; EISSFELLER, Bernd ; KREYE, Christian ; MEINKE, Peter: Measurement of Line Characteristics and of Track Irregularities by Means of DGPS and INS. In: *International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation*. Banff, Alberta, Canada, June 5-8 2001
- [LKEM01] LÜCK, Thorsten ; KREYE, Christian ; EISSFELLER, Bernd ; MEINKE, Peter: Messung von Gleislagefehlern mittels Integration von DGPS und INS. In: [IGW01]
- [LLEM00] LÜCK, Thorsten ; LÖHNERT, Erwin ; EISSFELLER, Bernd ; MEINKE, Peter: Track Irregularity Measurement using an INS-GPS integration technique. In: ALLEN, J. (Hrsg.) ; HILL, R. J. (Hrsg.) ; BREBBIA, C. A. (Hrsg.) ; SCIUTTO, G. (Hrsg.) ; SONE, S. (Hrsg.): *Computers in Railways VII*. Southampton, Boston : WIT Press, 2000, S. 105–114
- [LME⁺01] LÜCK, Thorsten ; MEINKE, Peter ; EISSFELLER, Bernd ; KREYE, Christian ; STEPHANIDES, Johannes ; TORDAI, Laszlo: Measurement of Line Characteristics and of Track Irregularities by Means of DGPS and INS. In: *World Congress on Railway Research*. Cologne, November 25 - 29 2001
- [MFF⁺02] MCGUIRK, J. M. ; FOSTER, G. T. ; FIXLER, J. B. ; SNADDEN, M. J. ; KASEVICH, M. A.: Sensitive absolute-gravity gradiometry using atom interferometry. In: *Phys. Rev. A* 65 (2002), Feb, Nr. 3, S. 033608. <http://dx.doi.org/10.1103/PhysRevA.65.033608>. – DOI 10.1103/PhysRevA.65.033608
- [PK99] PRESLE, Gerard ; KLÖSCH, Rupert: Gleislagequalität und Gleisvermes-

- sung. In: *X. Internationale Geodätische Woche* Bd. 18 Leopold-Franzens Universität Innsbruck, 1999
- [Poz] POZO, Roldan: *Template Numerical Toolkit*. National Institute of Standards and Technology : Mathematical and Computational Sciences Division, <http://math.nist.gov/tnt/>
- [Pre01] PRESLE, Gerard: Ein GPS gestütztes Inertialsystem als Grundlage der Gleiszustandsmessung. In: [IGW01]
- [RMJE03] RASEL, E. M. ; MUELLER, T. ; JENTSCH, C. ; ERTMER, W.: Cold Atom Interferometry on Ground and in Space. In: *Fundamental Physics Meeting* (2003), 28 Mai, S. 3856–+
- [Roe04] ROESCH, Matthias: Moderne Gleismessfahrzeuge für den Nachweis der qualitätsgerechten Bauausführung. In: *ei* 55 (2004), 9, Nr. 9, S. 48–53
- [RTS65] RAUCH, H. E. ; TUNG, F. ; STRIEBEL, C. T.: Maximum likelihood estimates of linear dynamic systems. In: *AIAA Journal* 3 (1965), S. 1445–1450
- [Sag13] SAGNAC, G.: L'ether lumineux demontre par l'effet du vent relatif d'ether dans un interferometre en rotation uniforme. In: *Comptes Rendus Academie des Science Paris* (1913), S. 157–708, 1410
- [Sch87] SCHMIDT, G.: Strapdown inertial systems - theory and applications. In: *AGARD Lecture Series* (1987)
- [See93] SEEBER, G.: *Satellite Geodesy, Foundations, Methods, and Applications*. Berlin, New York : Walter de Gruyter, 1993
- [Ter00] TERRASAT: *Geogenius 2000*. Terrasat, 2000
- [Til05] TILMAN PFAU ET AL.: Atominterferometrie / 5. Physikalisches Institut, Universität Stuttgart. 2005. – Forschungsbericht
- [TW97] TITTERTON, D. H. ; WESTON, J. L.: *Strapdown inertial navigation technology*. Peter Peregrinus Ltd., 1997 (IEE Radar, Sonar, Navigation and Avionics Series 5)
- [WBF+95] WISS, J-M. ; BARBU, G. ; FRØSIG, P. ; SCHRÖDER, M. ; EDWARDS, C. ; WALTER, K. ; FILIP, A. ; SAGE, A. ; FORSYTH, S.: Requirements of Rail Applications / UIC, GNSS Rail User Forum. 1995 (Final Draft). – Forschungsbericht

- [WHE97] WOLF, Robert ; HEIN, Günter W. ; EISSFELLER, Bernd: A Kalman Filter for the Integration of a Low Cost INS and an Attitude GPS. In: *KIS 1997* (1997)
- [Wie49] WIENER, N.: *Extrapolation, interpolation, an smoothing of stationary time series*. New York : Wiley, 1949
- [Wik07a] WIKIPEDIA: *Global Positioning System – Wikipedia, die freie Enzyklopädie*. 2007. – Online; Stand 5. Dezember 2007; <http://de.wikipedia.org>
- [Wik07b] WIKIPEDIA: *Internationaler Dienst für Erdrotation und Referenzsysteme – Wikipedia, die freie Enzyklopädie*. 2007. – Online; Stand 2. Dezember 2007; <http://de.wikipedia.org>
- [Wik07c] WIKIPEDIA: *Schallgeschwindigkeit – Wikipedia, die freie Enzyklopädie*. 2007. – Online; Stand 14. Januar 2007; <http://de.wikipedia.org>