

# Algorithmen zur automatischen Positionsbestimmung auf See unter Nutzung von Satellitennavigationssystemen

Dissertation  
zur  
Erlangung des akademischen Grades

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

der Fakultät für Informatik und Elektrotechnik  
der Universität Rostock

vorgelegt von

Michael Gluch, geb. am 20.09.1964 in Annahütte  
aus Rostock

Rostock, 24. Oktober 2007

urn:nbn:de:gbv:28-diss2008-0102-8

**Liste der Gutachter:****Prof. Dr.-Ing. habil. Jörg F. Wagner**

Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen  
Universität Stuttgart  
Pfaffenwaldring 27  
70569 Stuttgart

**Prof. Dr. Wolfgang Lechner**

Baiernrainer Weg 5  
D-83623 Dietramszell-Linden

**Prof. Dr.-Ing. habil. Dr. h.c. Bernhard Lampe**

Institut für Automatisierungstechnik / Regelungstechnik  
Universität Rostock  
Richard - Wagner- Str. 31 / H.8  
D-18119 Rostock

**Datum der Verteidigung:**

24.07.2008

## **Erklärung**

Hiermit erkläre ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Dissertation selbständig und nur unter Zuhilfenahme der angegebenen Quellen und Hilfsmittel erarbeitet und verfasst habe.

Rostock, Oktober 2007

Michael Gluch

## **Vorwort**

Die Ergebnisse der vorliegenden Dissertation entstanden weitestgehend während meiner langjährigen Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Automatisierungstechnik der Fakultät für Informatik und Elektrotechnik in der Universität Rostock.

Der „Einsatz der Satellitennavigation an Bord von Seeschiffen“ war der Forschungsgegenstand, wobei in drei verschiedenen BMBF Projekten (IDYS, INIS und INIS II) jegliche Variationen der verfügbaren Satellitennavigationssysteme zum Einsatz kamen. Die Ziele der F&E-Arbeiten waren recht unterschiedlich. Die technische Basis war jedoch immer die Satellitennavigation. Nach dem Abschluss der ersten beiden Projekte musste das Fazit gezogen werden, dass bei allen Bestrebungen einer Automation von Teilgebieten der Navigation die Qualität von Zeit, Position und Geschwindigkeit einen entscheidenden Einfluss auf die darauf aufbauenden Steuer- und Navigationsalgorithmen haben. Diese Erkenntnis ist nicht gerade neu, schon Generationen von Seefahrern lebten von ihrem „Geschick“, schnell, sicher und kostengünstig Waren von einem zum anderen Hafen zu befördern. Allerdings war diese alte Erkenntnis unter der Erwartungshaltung, ein weltweites, jederzeit verfügbares und obendrein genaues Satellitennavigationssystem wie GPS zu haben, verdrängt worden. Zudem bestand die Aussicht, dank der stetig wachsenden Leistungsfähigkeit der Hard- und Software auch komplexe Sachverhalte der Seefahrt, erfassen, analysieren und nachbilden zu können. Diese Fähigkeit ist ein wesentlicher Bestandteil auf dem Weg zur Automatisierung des Navigationsprozesses.

Angesichts der Ergebnisse des dritten Projektes INIS II, war es aus der Sicht des Autors an der Zeit, wesentliche Teilergebnisse der drei genannten Projekte in dieser Arbeit zusammenzufassen und darüber hinaus einen erweiterten Einblick in die Möglichkeiten der Stützung der Satellitennavigation zu wagen.

An dieser Stelle sei es mir gestattet, Herrn Prof. Dr.-Ing. Bernhard Lampe für seine vielfältige Unterstützung, die Betreuung, den wohlgemeinten äußeren Druck und nicht zuletzt für das entgegengebrachte Vertrauen zu danken.

Meinem besonderen Dank gilt Herrn Dipl.-Ing. Matthias Kirchhoff, welcher in zahlreichen Diskussionsrunden zur Thematik und zum Werkzeug MatLab/Simulink zur Verfügung stand. Beiläufig soll erwähnt sein, dass wir viele, zumeist erfolgreich verlaufende, Messfahrten zu Wasser und zu Land, während meiner Zeit an der Universität Rostock durchführten, welche schließlich diese Arbeit überhaupt ermöglichte.

Danken möchte ich weiterhin auch den Mitarbeitern der Forschungsgruppe Maritime Automation Herrn Dr.-Ing. H. Korte, Herrn Dr.-Ing. T. Buch, Frau Dipl.-Ing. C. Korte, Herrn



Dipl.-Ing. M.Wulf und Herrn Dr.-Ing. J. Ladisch für ihre Hilfe und ggf. ihren Beistand bei der Erstellung dieser Arbeit.

Ganz herzlich möchte ich mich bei meiner Familie, insbesondere bei meiner lieben Frau Silvia für ihr großes Verständnis und ihre Geduld während der Anfertigung der Arbeit bedanken.

Warnemünde, im April 2007

Michael Gluch

## Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung.....</b>	<b>8</b>
<b>2</b>	<b>Positionsbestimmung mittels Satellitennavigation.....</b>	<b>10</b>
2.1	Die gemessene Pseudorange .....	11
2.2	Berechnung der theoretischen Range.....	11
2.3	Fehler einer Pseudorange-Messung .....	12
2.3.1	Fehler der Satellitenuhr .....	13
2.3.2	Fehler der Ionosphäre .....	14
2.3.3	Fehler der Troposphäre .....	14
2.3.4	Fehler durch Mehrwegeausbreitung .....	15
2.3.5	Lokale elektromagnetische Störungen.....	15
2.3.6	Relativistische Effekte .....	16
2.3.7	Fehler durch Empfängerrauschen .....	16
2.3.8	Uhrenfehler des Empfängers.....	17
2.4	Positionslösung über ein differentielles Gleichungssystem.....	18
2.5	Positionslösung über einen nicht differentiellen Lösungsansatz .....	22
2.6	Behandlungsmethoden für fehlerhafte Rangemessungen .....	24
2.6.1	Kompensation von fehlenden oder fehlerhaften Rangemessungen .....	25
2.6.2	Trägerphasengeglättete Pseudoranges .....	31
2.6.3	Einsatz einer Gewichtsmatrix .....	33
2.6.4	Vorhersage von fehlenden Range-Differenzen.....	35
2.6.5	Kalman-Filter .....	43
<b>3</b>	<b>Spezifik der Positionsbestimmung mit GPS und GLONASS .....</b>	<b>52</b>
3.1	Überblick.....	52
3.2	Zeitbasis .....	53
3.3	Ephemeridendaten.....	54
3.4	Koordinatensysteme.....	54
3.5	Datenfusion GPS & GLONASS .....	54
3.6	Ergebnisse .....	55
<b>4</b>	<b>Positionsbestimmung mit Loran-C .....</b>	<b>57</b>
4.1	Technische Eigenschaften von Loran-C .....	57
4.2	Hyperbelstandlinienverfahren.....	58

4.3	Kreisstandlinienverfahren .....	61
4.4	Differentielles Kreisstandlinienverfahren .....	63
4.5	Betrachtung der Standlinien im Ostseeraum .....	65
4.6	Ergebnisse .....	66
<b>5</b>	<b>Positionsbestimmung mittels GNSS und Loran-C .....</b>	<b>68</b>
5.1	Die Zeitbasis .....	68
5.2	Datenfusion GNSS & Loran-C .....	68
5.3	Ergebnisse des GNSS/Loran-C Ansatzes .....	70
5.4	Zusammenfassung .....	71
<b>6</b>	<b>Positionsbestimmung mit Trägheitssensoren .....</b>	<b>72</b>
6.1	Koordinatensysteme .....	72
6.2	Bewegungsmodelle .....	74
6.3	Fehler der Trägheitsnavigation .....	75
6.3.1	Fehler durch Gravitation und Erdrotation .....	76
6.4	Verfahren zur Fehlerschätzung .....	77
6.4.1	Fehler der Beschleunigungsmesser .....	77
6.4.2	Fehler der Drehratensensoren .....	79
6.4.3	Fehler möglicher Analog/Digital-Wandler .....	80
6.5	MEMS-Sensoren .....	81
6.6	Trägheitsnavigation auf Seeschiffen .....	82
6.7	Ergebnisse .....	82
<b>7</b>	<b>Positionsbestimmung mittels GNSS und Trägheitssensoren .....</b>	<b>85</b>
7.1	GNSS Stützung der INS-Positionslösung .....	85
7.2	GNSS-Stützung der INS-Positionslösung mittels Rangevorhersage .....	85
7.3	Starre GNSS-Stützung der INS-Positionslösung .....	86
7.4	Lösungsansatz GNSS & Trägheitsnavigation auf einem Schiff .....	86
7.4.1	Ergebnisse .....	87
<b>8</b>	<b>Positionsbestimmung mit einem dynamischen Schiffsmodell .....</b>	<b>89</b>
8.1	Grundlagen des Schiffsmodells .....	90
8.2	Kombination GNSS & Schiffsmodell auf der Basis von Positionsdivergenzen .....	94
8.3	Kombination GNSS & Schiffsmodell auf der Basis von Range-Differenzen .....	95
8.3.1	Vorhersage mittels Convolution .....	97

8.3.2	Vorhersage über mehrere Epochen .....	97
8.3.3	Ergebnisse .....	98
<b>9</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick.....</b>	<b>100</b>
<b>10</b>	<b>Literatur.....</b>	<b>103</b>
	<b>Abkürzungen .....</b>	<b>105</b>
	<b>Verzeichnis der Formelbezeichnungen .....</b>	<b>107</b>
	<b>Anhang .....</b>	<b>109</b>
A.1	Darstellung von Satellitenmessdaten .....	109
A.2	Beispiel für Besonderheiten im Rangemesswert .....	111
A.3	GPS/GLONASS Modell .....	112
A.4	GNSS/Loran-C Modell .....	113
A.5	MatLab/Simulink-Modelle zur Trägheitsnavigation .....	115
A.5.1	Allgemeines 3-DoF Modell .....	115
A.5.2	Allgemeine 6-DoF Modell.....	115
A.5.3	INS-Messdaten an Bord.....	116
A.6	GNSS und Trägheitsnavigation .....	118
A.7	GNSS und Schiffsmodell .....	119
A.7.1	GNSS und OFSP.....	119
A.7.2	GNSS und Schiffsmodell.....	120

## 1 Einleitung

Die Satellitennavigation revolutionierte die Schiffsnavigation Mitte bis Ende der 90er Jahre des letzten Jahrhunderts. Mit der allgemeinen professionellen Einführung der Satellitennavigation und der elektronischen Seekarte schien die Navigationsaufgabe für einen längeren Zeitraum an Bord von Seefahrzeugen gelöst zu sein. Erstmals gab es ein weltweites, nahezu kostenfreies technisches System, welches die Erfordernisse der Seenavigation über weite Bereiche hinreichend abdecken konnte.

Wegen der vergleichsweise einfachen Handhabung der Navigationsgeräte und der ständigen Verfügbarkeit einer scheinbar genaueren und steten Position wurde der Gedanke einer automatisierten, vom Faktor Mensch unabhängigen und damit sicheren Positionsbestimmung erneut belebt. Gestützt durch erfolgreich durchgeführte Projekte in Europa und Übersee ging die Euphorie soweit, dass die fachliche Diskussion geführt wurde, die Satellitennavigation, auch aus ökonomischen Gründen, als alleiniges Navigationssystem zuzulassen [16]. Angesichts der gängigen Praxis, welche insbesondere GPS-Positionen auch ohne eingehende Prüfung nutzte und dem Umstand, dass einige terrestrische Navigationssysteme in die Jahre gekommen und im Vergleich mit GPS längst nicht mehr hinreichend genau waren, war Ende der 90er Jahre diese Diskussion nur zu verständlich. Unter der wachsenden Anzahl von zivilen Nutzern wurde offensichtlich, was unter den Fachleuten immer schon klar war, dass die Satellitennavigation als alleiniges Navigationssystem, gerade in navigatorisch schwierigen Situationen, schnell an ihre Einsatzgrenzen kommt. Unter bestimmten meteorologischen Bedingungen (Bewegungsverhalten des Schiffes) bzw. in Landnähe (Mehrwegeeffekte) hat die Satellitennavigation ihre Schwächen. Zudem ist der Antennenstandort an Bord eines Schiffes von ausschlaggebender Bedeutung für den Empfang der relativ schwachen Satellitensignale. Basierend auf diesen Gegebenheiten soll in der Arbeit gezeigt werden, welche Störeinflüsse an Bord auftreten können und wie diese unter Hilfenahme von zusätzlicher Sensorik bzw. unter softwaretechnischen Gesichtspunkten behandelt werden können.

Im Kapitel 2 werden zunächst die theoretischen Voraussetzungen und Annahmen zur Bestimmung einer Position mittels Satellitennavigation erläutert. Darüber hinaus werden hier physikalische Fehlereinflüsse und deren Berücksichtigungen aufgezeigt. Ebenso wird die herkömmliche Schätzung des Empfängeruhrenfehlers erklärt. Bestandteil des Kapitels sind zwei Lösungsansätze zur Bestimmung der Antennenposition von Satellitennavigationsempfängern. Zudem wird im Kapitel 2 die Notwendigkeit der Erkennung und Behandlung von fehlerhaften Rangemessungen diskutiert. Wesentliche Inhalte dabei sind Ausführungen zur

Kompensation von fehlenden oder fehlerhaften Rangemessungen, Betrachtungen zur trägerphasengeglätteten Pseudorange, die Diskussion des Einsatzes einer Gewichtsmatrix und Vorschläge zur Vorhersage von fehlenden Range-Differenzen. Abschließend wird der Einsatz von verschiedenen Kalman-Filtern aufgezeigt.

Das Kapitel 3 zeigt die Verwendung von zwei Satellitennavigationssystemen (kurz SatNav-Systeme) und macht deutlich, welche spezifischen Unterschiede zwischen GPS und GLONASS bestehen. Angesichts der Tatsache, dass es hinreichend viele Veröffentlichungen zu dieser Thematik gibt, hat sich der Autor auf die Wiedergabe der relevanten Unterschiede bei der Kombination der beiden SatNav-Systeme auf der Range-Ebene beschränkt.

Das Kapitel 4 soll das terrestrisches Navigationssystem Loran-C näher beleuchtet werden. Seit der Erkenntnis, dass ein SatNav-System allein nicht in der Lage sein würde, die Bedürfnisse der Nutzer zu befriedigen, wurde nach bestehenden Alternativen gesucht. Deshalb wurden zum Thema Loran-C einige nationale bzw. internationale Arbeiten angestrengt, um Loran-C als Backup-System benutzen zu können. Neben den bekannten Verfahren wird in diesem Kapitel ein neuer Ansatz zur Positionsbestimmung auf der Basis von TOA-Differenzen (Laufzeitdifferenzen zu jedem Sender) aufgezeigt.

Das Kapitel 5 zeigt den Lösungsansatz zur Datenfusion von GNSS und Loran-C mit dem Positionsbestimmungsverfahren aus Kapitel 4. Neben dem Lösungsansatz werden die Ergebnisse diskutiert. An dieser Stelle sei erwähnt, dass der Begriff Datenfusion gewählt wurde, um einer Verwechslung mit der bis dahin üblichen Verknüpfung von Positionsdaten zweier Positionsbestimmungssysteme entgegenzutreten. Gelegentlich wird hier auch der Begriff Datenkombination gewählt.

Die Positionsbestimmung mit Trägheitssensoren wird im Kapitel 6 behandelt. Wegen der komplexen physikalischen Zusammenhänge im maritimen Bereich könnte man dieser Thematik eine eigenständige Abhandlung widmen. Der Autor hat trotz dieser Erkenntnis und in Hinblick auf Kapitel 7 den Versuch unternommen, die wichtigsten Erkenntnisse aus dem Bereich der Trägheitsnavigation aufzuzeigen.

Die Positionsbestimmung mittels GNSS und Trägheitssensoren wird im Kapitel 7 beschrieben. Die aufgezeigten Verfahren wurden und werden im Allgemeinen in der Luftfahrt angewandt und gelegentlich an die Erfordernisse maritimer Nutzer angepasst. In dieser Arbeit wurde der Versuch unternommen, eine Simulationsumgebung zu finden, welche die Algorithmen einerseits an den maritimen Bereich anpasst und andererseits zur Generalisierung dieser beitragen kann.

Im Kapitel 8 werden zwei Kombinationen von GNSS und Schiffsmodell diskutiert. Beide Lösungsansätze beinhalten Techniken zur Verbindung von dem 3DoF-Koordinatensystem des

Schiffsmodells mit 6DoF-Koordinatensystem des GNSS. Die hybride Positionsbestimmung auf der Basis der Range-Differenzen ist der neueste Lösungsansatz zu dieser Thematik.

## **2 Positionsbestimmung mittels Satellitennavigation**

Die Berechnung einer dreidimensionalen Position ist immer dann recht einfach, wenn Distanzen mit Betrag und Richtung von bekannten Positionen auf der Erde zu einem Zeitpunkt ungestört gemessen werden können. Diese gemessenen Distanzen werden Standlinien genannt. Das dabei verwendete Messverfahren sollte eine hohe Genauigkeit haben, damit die Positionslösung unter Beachtung der Standliniengeometrie einen genauen Wert liefert. Im Vergleich zu anderen, terrestrischen Navigationsverfahren kann die Satellitennavigation diese Voraussetzungen weitestgehend erfüllen und ist darüber hinaus weltweit und jederzeit benutzbar.

Zurzeit stehen zwei Satellitennavigationsverfahren zur Verfügung. Das bekannte amerikanische Global Positioning System (GPS) und das russische Pendant GLONASS (GLObal NAVigation Satellite System). Beide Systeme unterliegen nahezu gleichen physikalischen Bedingungen und haben ähnliche technische Funktionsprinzipien. Aus diesem Grund wird im Kapitel 2 kein Unterschied bei der Darstellung der Algorithmen gemacht. Auch mit dem europäischen Satellitennavigationssystem GALILEO werden sich, abgesehen vom Integrity-Verfahren, die prinzipiellen Algorithmen zur Positionsbestimmung nur unwesentlich verändern.

Die Grundlage der Distanzbestimmung sind Laufzeitmessungen des Satellitensignals zwischen dem Satellitensender und dem Empfänger. Die ideale Voraussetzung für die korrekte Laufzeitmessung sind, neben der Entschlüsselung des Satellitensignals zur Bestimmung der Bahndaten und des Sendezeitpunktes, hochwertige Uhren, welche eine einheitliche Zeitbasis sowohl am Satelliten als auch am Empfänger garantieren sollten. Ist diese Voraussetzung erfüllt, werden lediglich 3 Standlinien für die Bestimmung einer Position im dreidimensionalen Raum benötigt. Theoretisch ergibt sich dann aus dem Schnittpunkt der 3 Standlinien die Positionslösung.

In der technischen Realisierung wird die einheitliche Zeitbasis nur durch die Satelliten gebildet, weil der hierfür notwendige Gebrauch von Atomuhren für das Empfängergerät zum Zeitpunkt des Systemstarts ökonomisch unannehmbar war. Die alternative Nutzung von temperaturstabilisierten Quarzuhren machte es notwendig, eine vierte Standlinie zur Bestimmung des Empfängeruhrenfehlers im Gleichungsansatz hinzuzuziehen.

Ein wichtiger Aspekt ist die bereits erwähnte Standliniengeometrie, welche idealerweise eine gleichmäßige geometrische Verteilung der Standlinien im Raum vorsieht [20]. Bei nur 3 Standlinien ist eine optimale geometrische Verteilung der Standlinien im Sinne der 3D-Positionsbestimmung auf dem Erdellipsoid nicht möglich. Eine optimale geometrische

Verteilung wäre dann nur noch auf der Ebene möglich.

## 2.1 Die gemessene Pseudorange

Die gemessenen Signallaufzeiten  $pr_i$  werden auch Pseudostrecken oder Pseudoranges genannt, weil die gemessene Laufzeit multipliziert mit der Transportgeschwindigkeit  $c$  des Signals, eine Wegstrecke  $r_i$  ergibt. Der Index  $i$  bezeichnet die Nummer des gemessenen Pseudoranges:

$$r_i = pr_i c \quad \{i = 1, \dots, n\}$$

Gl. 2.1-1

Weitere Informationen zur Bestimmung der Satellitenposition sind notwendig und werden über das Satellitensignal als Datensätze an den Bordempfänger übertragen. Diese Datensätze enthalten Ephemeriden-<sup>1</sup> und Almanachdaten sowie Zeitinformationen. Wegen der höheren Genauigkeit dienen die Ephemeridendaten der Positionsbestimmung des Satelliten im All, woraus dann die Position auf der Erde bestimmt wird. Die Gültigkeitszeitspanne ist verschieden und zumeist nicht länger als einige Stunden. Die Almanachdaten werden zumeist zur Überslagsberechnung der Satellitenposition genutzt und dienen der Visualisierung von Standliniengeometrien und der Planung und Einschätzungen von Messzeitpunkten, weil diese über mehrere Tage hinweg ihre Gültigkeit besitzen. Die Zeitinformation wird mit dem Satellitensignal übertragen, weil die Atomuhren der Satelliten weitaus genauer sind als die Uhren in den Satellitennavigationsempfängern.

## 2.2 Berechnung der theoretischen Range

Unter der Voraussetzung, dass diese Referenzzeit verfügbar ist, kann jetzt eine Positionsbestimmung erfolgen. Zur Positionsbestimmung muss eine Vektorgleichung im ECEF (Earth Centre Earth Fix), also in einem erdbezogenen dreidimensionalen Koordinatensystem, bestehend aus mindestens 3 Gleichungen, gelöst werden:

$$\mathbf{p}(t) = \mathbf{s}_i(t_i) + \mathbf{r}_i(t) \quad \{i = 1, \dots, n\}$$

Gl. 2.2-1

Wobei  $\mathbf{s}_i(t_i)$  der Vektor für die  $i$ -te Satellitenpositionen zum Zeitpunkt  $t_i$ ,  $\mathbf{p}(t)$  der Vektor für eine angenommene Position zum Zeitpunkt  $t$  und  $\mathbf{r}_i(t)$  der Vektor vom  $i$ -ten Satelliten ist. Der Zeitpunkt  $t$  ist die so genannte ‚GPS Time‘ in Sekunden [9]. Die Variable  $t_i$  bezeichnet den Zeitpunkt des Absendens des Satellitensignals und errechnet sich nach

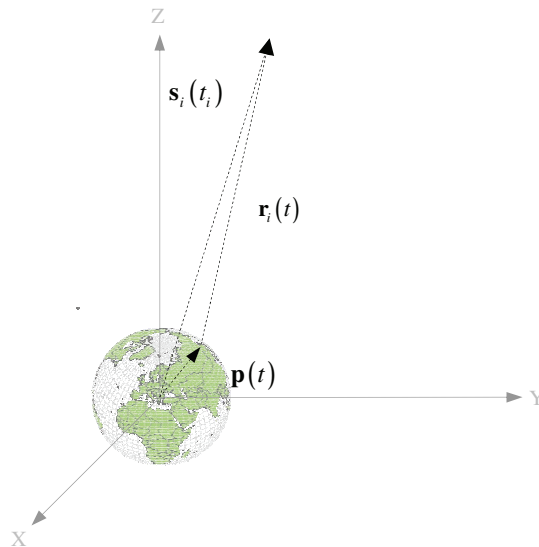
$$t_i = t - pr_i.$$

Gl. 2.2-2

---

<sup>1</sup> Genauere Bahndaten zur Berechnung eines Keplerbahnabschnittes im Zeitintervall, siehe [9]





**Abb. 2.2-1 Vektorgleichung im ECEF Koordinatensystem**

In der Abb. 2.2-1 wird die grafische Situation für einen Satelliten im ECEF Koordinatensystem dargestellt. Die Satellitenposition  $\mathbf{s}_i(t_i)$  wird über die Ephemeridendaten und den Zeitpunkt des Absendens des Signals bestimmt. Die Bedeutung der einzelnen Werte eines Ephemeridendatensatzes für die Berechnung der Keplerbahn bzw. die Algorithmen zur Bestimmung der Satellitenposition werden im ICD-GPS-200 [9] beschrieben.

Die Bestimmung von  $\mathbf{p}(t)$  ist nicht direkt möglich, weil  $\mathbf{r}_i(t)$  nicht fehlerfrei gemessen werden kann. Aus diesem Grund wird zunächst eine angenommene Position  $\mathbf{p}(t - \Delta t)$  eingeführt. Die Position vom Zeitpunkt  $t - \Delta t$  ist örtlich in der Nähe der wahrscheinlichen Position, wobei der Wert der Konstanten  $\Delta t$  bei Schiffen typischerweise den Wert 1 [s] erhält, weil die Empfänger die Rohdaten mit 1 [Hz] senden. Die angenommene Position führt damit für die Range zur Schätzung

$$\hat{\mathbf{r}}_i(t) = \mathbf{s}_i(t_i) - \mathbf{p}(t - \Delta t).$$

**Gl. 2.2-3**

Die Schätzung  $\hat{\mathbf{r}}_i(t)$  für die Range ist einerseits wegen der angenommenen Position und andererseits wegen der Messfehler in  $\mathbf{s}_i(t_i)$  noch zu ungenau. Der Betrag von  $\hat{\mathbf{r}}_i(t)$  und die Berücksichtigung der Messfehler  $\varepsilon(t)$  führt zur ersten Schätzung der Range:

$$\hat{r}_i(t) = |\mathbf{s}_i(t_i) - \mathbf{p}(t - \Delta t)| + \varepsilon(t).$$

**Gl. 2.2-4**

### 2.3 Fehler einer Pseudorange-Messung

Der Messfehler  $\varepsilon(t)$  beinhaltet naturgemäß stochastische und systematische Fehleranteile. Diese relevanten Fehleranteile lassen sich einerseits mit Hilfe von mathematischen Modellen

hinreichend beschreiben und müssen andererseits zur Verbesserung der Positionsgenauigkeit geschätzt werden.

Prinzipiell definieren sich die relevanten Fehleranteile durch die Größe ihres Betrages, welche in der Addition dazu führen, dass die Messunsicherheit einer Standlinie zunimmt. Für diese Arbeit wird für eine Standlinie eine Standardabweichung  $\sigma < 0,5$  [m] festgelegt. Diese Angabe für die wahrscheinliche, einfache Genauigkeit wurde aus den üblichen Herstellerangaben von GPS-Empfängern für die Seeschifffahrt abgeleitet.

In der nachstehenden Auflistung werden weitestgehend alle zusätzlichen relevanten Fehleranteile genannt.

- Fehler der Satellitenuhr  $\varepsilon_{clk_{sat_i}}$
- Signalfehler durch den Ausbreitungsweg in der Ionosphäre  $\varepsilon_{ION_i}$  und Troposphäre  $\varepsilon_{TROP_i}$
- Fehler durch Mehrwegeausbreitung  $\varepsilon_{mp_i}$  (*multi path*)
- Fehler durch lokale elektromagnetische Störungen  $\varepsilon_{int_i}$  (*interferences*)
- relativistische Fehlereffekte  $\varepsilon_{rel_i}$  und
- Fehler durch das Empfängerrauschen  $\varepsilon_{rec}$
- Fehler der Empfängeruhr  $\varepsilon_{rec_{clk}}$

Die Gleichung zur Berechnung der Range lautet dann:

$$\hat{r}_i(t) = \left| \mathbf{s}_i(t_i) - \mathbf{p}(t - \Delta t) \right| + \varepsilon_{clk_{sat_i}}(t) + \varepsilon_{ION_i}(t) + \varepsilon_{TROP_i}(t) + \varepsilon_{mp_i}(t) + \varepsilon_{int_i} + \varepsilon_{rel_i}(t) + \varepsilon_{rec}(t) + \varepsilon_{rec_{clk}}(t)$$

**Gl. 2.3-1**

Zur Berechnung einer Positionslösung müssen die Fehleranteile aller Standlinien (Gl. 2.3-1) im Vorfeld geschätzt bzw. über einen Modellansatz berechnet werden, damit das Gleichungssystem zur Bestimmung der Position erfolgreich gelöst werden kann.

### 2.3.1 Fehler der Satellitenuhr

Die Fehler der Satellitenuhren sind vielschichtig. Einerseits sind in den verschiedenen Satelliten unterschiedliche Atomuhren eingebaut und andererseits besitzen die Satelliten ein unterschiedliches Lebensalter. Beide Zustände sorgen für unterschiedliche Uhrenfehler und Uhrendriften. Die jeweiligen Fehler werden im Bodensegment bestimmt und mit dem nächsten Update der Ephemeridendaten zum Satelliten geschickt. Der zu erwartende Satellitenuhrenfehler kann dann in Abhängigkeit von der Zeit aus den Ephemeridendaten bestimmt werden. Die Berücksichtigung erfolgt unter der Beziehung

$$\varepsilon_{clk_{sat_i}} = \Delta t_i c \quad .$$

**Gl. 2.3-2**

Der Fehler der jeweiligen Satellitenuhr  $\varepsilon_{clk_{sat_i}}$  setzt sich zusammen aus dem Zeitfehler  $\Delta t_i$  und der Lichtgeschwindigkeit  $c$ . Der Zeitfehler  $\Delta t_i$  wird mit der Gleichung

$$\Delta t_i = a_{f0_i} + a_{f1_i} (t - t_{oc_i}) + a_{f2_i} (t - t_{oc_i})^2 + \Delta t_{R_i} \quad \text{Gl. 2.3-3}$$

berechnet. Die Gleichung ergibt sich aus einem Polynom zweiten Grades und einem konstanten Zusatzwert. Die Parameter  $a_{fx} \{x=0, 1, 2\}$  des Polynoms sind im Ephemeridendatensatz eines Satelliten enthalten. Der Wert  $t_{oc_i}$  ist eine Referenzzeit aus dem Ephemeridendatensatz. Die Zeit  $t$  ist die GPS-Systemzeit (GPS time). Der Wert  $\Delta t_{R_i}$  ist der Korrekturwert für den relativistischen Effekt in der Orbitbahn, welcher nach der Gleichung

$$\Delta t_{R_i} = F e_i \sqrt{A_i} \sin E_{K_i} \quad \text{Gl. 2.3-4}$$

berechnet werden muss. Der Buchstabe  $i$  indiziert den jeweiligen Satelliten. Die Konstante  $F$  ergibt sich aus:

$$F = -2\sqrt{\mu} / c^2. \quad \text{Gl. 2.3-5}$$

Wobei nachstehende Werte folgende Bedeutung besitzen:

$\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$	(allgemeine Erdgravitationskonstante)
$c = 2.99792458 \times 10^8 \text{ m/s}$	(Lichtgeschwindigkeit)
$e_i$	(Orbitexzentrizität)
$A_i$	(große Halbachse der Keplerbahn des Satelliten)
	(Abweichung der Orbitexzentrizität)

### 2.3.2 Fehler der Ionosphäre

Der Ionosphärenfehler wird verursacht durch eine Laufzeitverzögerung des Satellitensignals in der Ionosphäre. Zur Korrektur der Laufzeitmessungen bei Einfrequenzempfängern können verschiedene Ansätze benutzt werden. Ein Ansatz ist die Berechnung des TEC (Total Electron Content) der Ionosphäre. Am häufigsten wird dazu das Klobuchar-Modell [23] benutzt, welches eher nur durchschnittliche Werte liefert, aber dessen Parametersätze über das Satellitensignal verbreitet werden.

Seit einigen Jahren gibt es ein Modellansatz des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt, welches auf aktuellen Messungen beruht und daher genauere Korrekturwerte liefert [15].

### 2.3.3 Fehler der Troposphäre

Der Troposphärenfehler wird verursacht durch eine Laufzeitverzögerung des Satellitensignals in

der Troposphäre. Während der Fehler der Ionosphäre recht schwer durch einfache Modellbildung zu beseitigen ist, kann hingegen der Troposphärenfehler recht gut nachgebildet und damit beseitigt werden. Es gibt verschiedene Ansätze [10] die hier nicht weiter diskutiert werden sollen. Am Häufigsten wird das Hopfield-Modell benutzt, welches sich nach der Gleichung

$$\varepsilon_{TROP} = \frac{1}{5c} 10^{-6} (N_{dry,0}^{tro} h_{dry} + N_{wet,0}^{tro} h_{dry})$$

**Gl. 2.3-6**

berechnen lässt. Der Fehler der Troposphäre unterteilt sich demnach in zwei Anteile die hervorgerufen werden durch den Feuchtanteil  $N_{wet,0}^{tro} h_{dry}$  und den Trockenanteil  $N_{dry,0}^{tro} h_{dry}$ . Etwa 90% entfallen auf den Trockenanteil und 10% auf den Feuchtanteil.

### 2.3.4 Fehler durch Mehrwegeausbreitung

Die Fehler durch Mehrwegeausbreitung entstehen durch Reflexion, Brechung, Beugung und Streuung des Satellitensignals an Objekten verschiedenster Art - im Hafen an Gebäuden, Kaimauern und Kränen. Auf der offenen See sind Mehrwegeeffekte beim C/A-Code aufgrund der Länge der aufmodulierten Signalsstruktur mit etwa 300 [m] nur in wenigen Fällen zu erwarten. Die Trägerphase kann wegen der Wellenlänge von ca. 0,19 [m] bzw. 0,24 [m] schon eher an den eigenen Aufbauten in ihrer Laufzeit verändert werden. Eine zusätzliche Erkennung und/oder Behandlung von Mehrwegeeffekten ist auf See deshalb nur bedingt nötig und kann mit rechentechnisch einfachen, robusteren Methoden ausgeführt werden [17].

### 2.3.5 Lokale elektromagnetische Störungen

Elektromagnetische Störungen können ein Satellitensignal dämpfen bzw. auslöschen. Dabei muss unterschieden werden, ob die Störungen aktiver oder passiver Natur sind. Aktive Störungen werden z.B. durch Störsender, so genannte Jammer erzeugt, welche mit geringer Sendeleistung jedwede GPS-Navigation im Umkreis von bis zu 100 km unterbinden können. Eine weitere unerwünschte aktive Störung sind GPS-Faker, welche ein GPS-Signal simulieren und so die Ortsbestimmung verfälschen.

Lokale elektromagnetische Störungen können zur Dämpfung des Satellitensignals führen und stören damit die Phasenverriegelungsschleife (Phase Lock Loop) bei der Synchronisation vom eingehenden Signal mit dem synthetischen Signal des Satellitenempfängers. Eine genauere Spezifikation der Ursachen war dem Autor nicht möglich. Lediglich die Erfahrungen mit Signalstärken auf verschiedenen Verkehrsträgern (16 Schiffe, 3 PKW und Fußgänger) mit 6 verschiedenen SATNAV-Empfängern bzw. der Sichtung von deren RAW-Daten stützen diese Aussage.

### 2.3.6 Relativistische Effekte

Relativistische Effekte erzeugen bei der Satellitennavigation, über den bereits genannten hinaus, verschiedene relativistische Effekte, die zu einer Beeinflussung der Satellitenuhr, des Satellitensignals und der Empfängeruhr (Sagnac-Effekt) führen. Alle Effekte sind in [11] hinreichend beschrieben.

Die Fehlereinflüsse werden unterschiedlich behandelt. Die Fehler an der Satellitenuhr werden durch die Wahl einer geeigneten Uhrenfrequenz am Satelliten kompensiert. Für die Korrektur des Uhrenfehlers durch den Satellitenorbit wird in den Ephemeridendaten ein Korrekturwert mitgeliefert Gl. 2.3-4. Die Korrektur des Sagnac-Effektes erfolgt über

$$\varepsilon_{rel} = -\frac{\Omega_e R_e y \cos \lambda}{c^2}.$$

Gl. 2.3-7

$\Omega_e = 7.2921151467 \times 10^{-5} \frac{\text{rad}}{\text{s}}$	Erdrotationsrate WGS84
$R_e = 6.378137 \times 10^6 \text{ m}$	Mittlerer Erdradius WGS 84
$\cos \lambda$	Relativer Anteil des Radiusvektors vom Erdzentrum zur Nutzerposition; $\lambda$ - Breitenwert in rad
$y = a(\sin \Omega \cos F + \cos I \cos \Omega \sin F)$	Teil des Radiusvektors zum Satelliten
$F = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} t'$	Hauptanomalie
$\mu = 3.986005 \times 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}$	Erdgravitationskonstante
$a$	Orbitradius des Satelliten zum Erdzentrum
$I$	Inklination des Satelliten (Bahnwinkel am Äquator)
$\Omega$	Aufsteigende Knotenpunkt am Äquator
$t' = \left(1 + \frac{\Phi_0}{c^2}\right) t$	Korrigierte laufende Zeit
$\Phi_0 = -6.2636803 \times 10^7 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2}$	mittleres Gravitationspotential (JGM-2)

Natürlich liegt es nahe, für  $y$  den bereits errechneten Wert aus der Ephemeridendatenberechnung zu benutzen. Eine erneute Berechnung wird an dieser Stelle dann überflüssig und reduziert den Berechnungsaufwand.

### 2.3.7 Fehler durch Empfängerrauschen

Das Empfängerrauschen ist von Empfangssystem zu Empfangssystem unterschiedlich und kann auf technische Effekte zurückgeführt werden. Prinzipiell werden 2 verschiedene Rauschanteile unterschieden.

## a. Thermisches Rauschen

## b. Oszillatorrauschen

Das thermische Rauschen kann einerseits auf die Bauteile eines Empfangssystems zurückgeführt werden. Andererseits widerspiegeln sich hier auch äußere Einflüsse der näheren Umgebung des Empfangssystems. Das Oszillatorrauschen ist vom verwendeten Frequenznormal abhängig. Das Rauschverhalten beider Komponenten wird als weißes Rauschen angenommen. Die Einflüsse des Empfängerrauschens sind für C/A-Code Positionslösungen, wie diese hier betrachtet werden, eher vernachlässigbar klein.

### 2.3.8 Uhrenfehler des Empfängers

Unter Beachtung der Signalgeschwindigkeit (ca. 299.792.458,0 [m/s]) wird die Distanz zwischen einem Satelliten und einem Empfänger etwa in 0,07 Sekunden zurückgelegt. Soll die Messgenauigkeit unter einem Meter sein, werden Uhren mit einer Ganggenauigkeit  $< 10^{-9}$  benötigt.

Wie eingangs erwähnt, sollte das Empfangsgerät für das Nutzersegment aus ökonomischen Gründen sehr preiswert sein. Deshalb werden, im Gegensatz zu den Atomuhren der Satelliten, in den Empfängern ggf. temperaturstabilisierte ungenauere Quarzuhren verwendet. Die Ganggenauigkeit der Empfängeruhren liegt in etwa bei  $10^{-5}$  bis  $10^{-6}$ . Der zu erwartende Messfehler muss deshalb als Uhrenfehler anderweitig bestimmt werden, damit die Messgenauigkeiten der Standlinie von 0,5 [m] erreicht werden können. Der Uhrenfehler kann sehr vielschichtig sein und hat in der Regel neben dem üblichen konstanten und linearen Fehler auch nichtlineare Fehlereigenschaften.

Generell lassen sich Algorithmen finden, welche den Uhrenfehler nachbilden können. Voraussetzung hierfür ist die hochgenaue Messung von Temperatur und Spannung am Quarz bzw. die exakte geometrische bzw. stoffliche Fertigung des Quarzkristalls. Weil dazu bisher der technische Aufwand und der praktische Nutzeffekt in keinem ökonomischen Verhältnis zueinander stehen, muss der individuelle Uhrenfehler softwareseitig ermittelt werden.

Der Uhrenfehler des Empfängers  $\varepsilon_{\text{recclk}}(t)$  aus der Gl. 2.3-1 wird hierfür zum Zeitpunkt der Positionsbestimmung als konstant angenommen und ist daher für alle Rangemessungen gleich. Wenn vier Satelliten gemessen werden, kann deshalb der Uhrenfehler als vierte Unbekannte im Gleichungsansatz (Kapitel 2.4) berechnet werden.

Der Nachteil des Verfahrens wird dann offenbar, wenn die Rangemessungen außer dem Empfängeruhrenfehler weitere Signalfehler beinhalten. Solche Fehler werden durch verschiedene technische bzw. physikalische Umstände am Empfänger hervorgerufen. Hierzu gehören u.a. schwache aber noch gültige Signalstärken bzw. Restwerte der bereits angesetzten Fehlermodelle (Rangerestfehler).



**Abb. 2.3-1 Berechneter Empfängeruhrenfehler für GPS und GLONASS**

In der Abb. 2.3-1 (oberes Diagramm) wird die mittelwertfreie berechnete Konstante aus den Lösungen des Gleichungsansatzes (Gl. 2.4-1) der GPS- als auch der GLONASS-Satelliten eines Empfängers dargestellt. Ein Vergleich der Verläufe lässt bestenfalls ansatzweise erahnen, dass der Uhrenfehler den Verlauf charakterisiert. Im unteren Diagramm wird die Anzahl der Standlinien gezeigt. Insbesondere bei geringer oder gar unzureichender Anzahl der Standlinien, wird der Uhrenfehler einfach falsch ermittelt. Daraus folgt, dass die Positionsbestimmung zwangsläufig fehlerhaft sein muss. Aus diesem Grund sollten mathematische bzw. software-technische Möglichkeiten gefunden werden, um gerade solche Effekte zu verhindern (siehe Kapitel 2.6). Zunächst sollen jedoch die mathematischen Grundlagen der Positionsbestimmung erläutert werden.

## 2.4 Positionslösung über ein differentielles Gleichungssystem

Der differentielle Gleichungsansatz, welcher die Methode der kleinsten Quadrate zur Lösung linearer Gleichungen nach Gauß voraussetzt, ist der klassische Ansatz zur Positionslösung. Dabei wird anhand einer angenommenen Position und der berechneten Satellitenposition eine theoretische Range errechnet. Aus der gemessenen und berechneten Range für einen Satelliten wird eine Differenz errechnet. Für die Lage im Raum ist nunmehr noch die Berechnung der Messmatrix nötig. Die Position berechnet sich nach:

$$\Delta \mathbf{p} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \Delta \mathbf{r}$$

**Gl. 2.4-1**

- $\Delta \mathbf{p}$  ist der Vektor für Positionsdifferenz zw. angenommener und tatsächlicher Position und enthält auch den Wert für die Uhrenfehlerdrift.
- $\mathbf{A}$  ist die Messmatrix
- $\Delta \mathbf{r}$  ist der Vektor für die Differenzen zwischen geschätzter und gemessener Range

$$\Delta \mathbf{p} = \begin{bmatrix} \Delta p_x \\ \Delta p_y \\ \Delta p_z \\ \Delta t_{\text{RecClk}} \end{bmatrix}$$

**Gl. 2.4-2**

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{r}_{x1}}{|\hat{\mathbf{r}}_1|} & \frac{\hat{r}_{y1}}{|\hat{\mathbf{r}}_1|} & \frac{\hat{r}_{z1}}{|\hat{\mathbf{r}}_1|} & 1 \\ \frac{\hat{r}_{x2}}{|\hat{\mathbf{r}}_2|} & \frac{\hat{r}_{y2}}{|\hat{\mathbf{r}}_2|} & \frac{\hat{r}_{z2}}{|\hat{\mathbf{r}}_2|} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\hat{r}_{xn}}{|\hat{\mathbf{r}}_n|} & \frac{\hat{r}_{yn}}{|\hat{\mathbf{r}}_n|} & \frac{\hat{r}_{zn}}{|\hat{\mathbf{r}}_n|} & 1 \end{bmatrix}$$

**Gl. 2.4-3**

$$\Delta \mathbf{r} = \begin{bmatrix} \Delta r_1 \\ \Delta r_2 \\ \vdots \\ \Delta r_n \end{bmatrix}$$

**Gl. 2.4-4**

Bezug nehmend auf Gl. 2.4-4 berechnet sich die Differenz  $\Delta r_i$  aus dem Schätzwert  $\hat{r}_i(t)$  (Gl. 2.3-1) und dem gemessenen Wert  $r_i(t)$  (Gl. 2.1-1). Demnach ergibt sich für

$$\Delta r_i = \hat{r}_i(t) - r_i(t) \quad \{i = 1, \dots, n\}.$$

**Gl. 2.4-5**

Der in der Messmatrix  $\mathbf{A}$  verwendete Rangevektor  $\hat{\mathbf{r}}_i$  (Gl. 2.2-3) wird in der Gl. 2.4-6 mit den drei Elementen dargestellt. Die Elemente des Vektors und dessen Betrag liefern für die Messmatrix die Richtungskosinuswerte für den jeweiligen Satelliten  $i$  im ECEF Koordinatensystem. Damit wird die Richtung zum Satelliten bestimmt.

$$\hat{\mathbf{r}}_i = \begin{bmatrix} \hat{r}_{xi} \\ \hat{r}_{yi} \\ \hat{r}_{zi} \end{bmatrix} \quad \{i = 1, \dots, n\}$$

**Gl. 2.4-6**

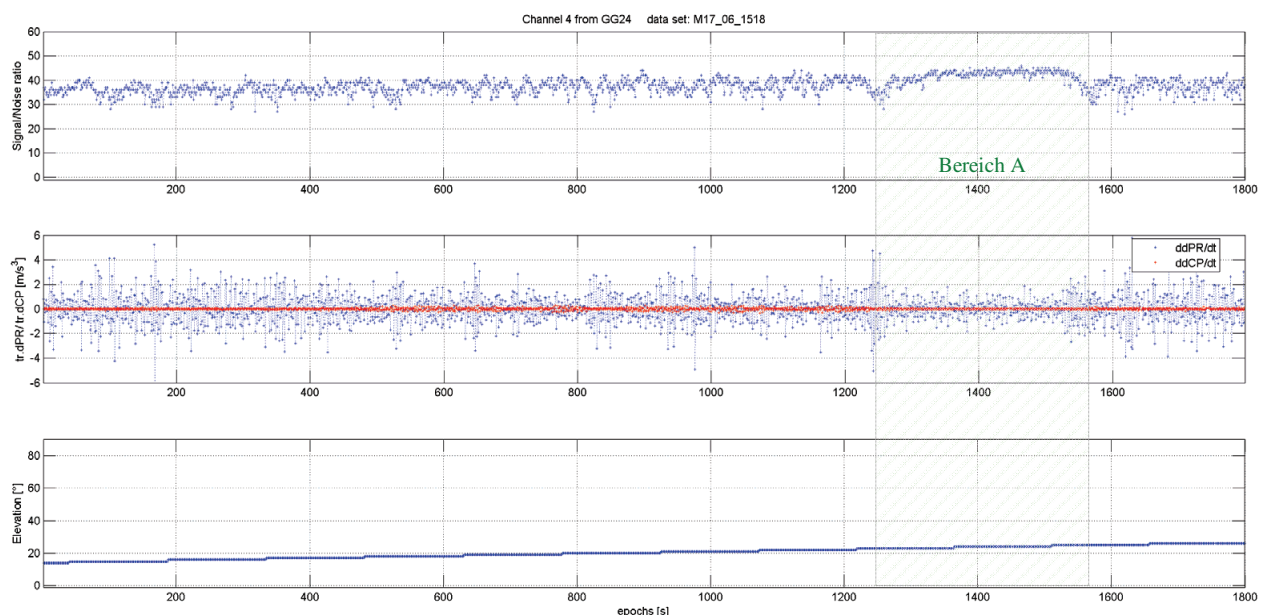
Die Eins in der Spalte vier der Messmatrix steht für den Empfängeruhrenfehler. Der Fehler selbst ist für alle Standlinien gleich und kann nicht modellhaft geschätzt werden. Weil der Betrag nicht bekannt ist, ermittelt die Lösung des Gleichungssystems, unter der Voraussetzung, dass vier Gleichungen existieren, den Uhrenfehler in der Zeile 4 des Ergebnisvektors  $\Delta \mathbf{p}$ .

Bei einer solchen Betrachtungsweise des linearen Gleichungssystems wird angenommen, dass jede Gleichung mit stochastischen Fehlern gleicher Charakteristik beaufschlagt wird. Diese Annahme ist in der Realität kaum gegeben. Das Messrauschen ist unter anderem abhängig vom Elevationswinkel des Satelliten an der Nutzerposition und von den Empfangsbedingungen am Ort der Antenne. Einen zusätzlichen Einfluss, welcher empfängerabhängig ist, hat das verwendete Satellitennavigationssystem.

Ein kleiner Elevationswinkel beinhaltet die Aussage, dass das Satellitensignal am längsten durch die Atmosphäre gelaufen ist und damit das Signal am stärksten gestört wurde. Die Modellansätze zur Kompensation des damit auftretenden systematischen Fehlers, hervorgerufen durch Ionosphären- und Troposphärenfehler, sind hier am ungenauesten und die Grenzen zwischen systematischen und stochastischen Fehlern können nicht mehr exakt bestimmt werden. Die



Empfangsbedingungen am Antennenstandort werden bei Schiffen auf See im Wesentlichen durch das elektromagnetische Umfeld beeinflusst. Nur so ist zu erklären, warum es bei freier Sicht zum Satelliten zu drastischen Änderungen im S/N-Wert kommen kann. Beide Umstände zeigen sich deutlich in den Messergebnissen der Pseudoranges. Zur Untermauerung dieser Behauptung werden exemplarisch Ergebnisse einer halbstündigen Datenerfassung des GPS-Satelliten Nr. 4 vom 17.06.2001 in der Abb. 2.4-1 gezeigt. Erkennbar ist, dass sich mit zunehmenden Elevationswinkel (unteres Diagramm) das S/N-Verhältnis (oberes Diagramm) zugunsten der mehrfachen Ableitungen der C/A-Code- bzw. der CP-Range-Messungen (mittleres Diagramm) verbessert. Mehrfachableitungen werden benutzt, um das Bewegungsverhalten des Satelliten bis hin zu nichtlinearen Anteilen der 3. Ordnung aus dem Signal zu eliminieren. Physikalisch verbleibt dann der Teil des Rucks mit einem Restfehler, welcher im mittleren Diagramm der Abb. 2.4-1 gezeigt wird. Der Ruck ist bei größeren Schiffen im Verhältnis zum Restfehler so klein, dass er vernachlässigt werden kann.



**Abb. 2.4-1 S/N-Verhältnis, ddCP/dt & ddPR/dt und Elevationswinkel GPS-Satellit SVN 4**

Anhand des Bereiches A der Abb. 2.4-1 wird deutlich, welchen Einfluss die S/N-Werte auf die Messungen haben. Am Anfang und am Ende des Bereiches sind die S/N-Werte kleiner als im mittleren Teil des Bereiches. Gleichzeitig verbessert und verschlechtert sich das Messrauschen. Die Werte nach dem Bereich A zeigen auch, dass ein stetig steigender Elevationswinkel erwartungsgemäß nicht einen besseren Signalempfang sichert. Hinzu kommt, dass gerade die Satelliten mit niedrigem Elevationswinkel zur Verbesserung der Standliniengeometrie beitragen und deshalb notwendiger Weise genutzt werden müssen. Wegen der zeitlich veränderlichen Restfehler muss eine Abschätzung der Qualität einer Messung erfolgen. Gewöhnlich würde man anhand des Verlaufes der Restfehler in einem zeitlich kleinen Abschnitt vermuten, dass es sich

um stochastische Fehler handelt. Daraufhin bestünde die Möglichkeit, die Varianz der Messfehler über den Zeitabschnitt zu bestimmen. Nach der Normalisierung der Varianzen der einzelnen Standlinienmessungen für einen Zeitabschnitt kann dann ein Vergleich ausgeführt und eine Qualität bestimmt werden. Danach sind Werte nahe 1 qualitativ höherwertig als Werte nahe 0. Allerdings steht die Varianz bzw. die Co-Varianz einer Messung nicht für die Genauigkeit des Messwertes. Schließlich besteht die Möglichkeit, dass konsequent falsch gemessen wird, so dass die wahre Distanz außerhalb des Erwartungsbereiches liegt. Dieser Zustand kann eintreten, wenn einzelne Standlinienmessungen mit zusätzlichen systematischen Fehlern beaufschlagt werden, wie dass z.B. bei Mehrwegeeffekten der Fall ist. Zunächst jedoch schließt der Autor diese Möglichkeit aus, um zu zeigen, wie der Gleichungsansatz anhand der normalisierten Varianzen beeinflusst werden kann. Demnach steht, bis auf weiteres, die Standlinienqualität für die Genauigkeit und damit für die Wahrscheinlichkeit einer Messung.

Wenn die Standlinienqualität in das Gleichungssystem einfließen soll, so können so genannte Gewichtungsoperatoren eingefügt werden. In das Gleichungssystem Gl. 2.4-1 wird die Gewichtsmatrix  $\mathbf{S}$  eingeführt. Der Gleichungsansatz lautet dann:

$$\Delta \mathbf{p} = (\mathbf{A}^T \mathbf{S} \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{S} \Delta \mathbf{r}$$

Gl. 2.4-7

Die Gewichtsmatrix hat die Größe  $n \times n$ , wobei  $n$  die Anzahl der Gleichungen ist. Das Gewicht kann, wenn keine Aussage über die Qualität vorhanden ist, mit 1 oder mit  $1/n$  beaufschlagt werden. Entscheidend für den Einsatz der Gewichtsmatrix ist letztendlich das Verhältnis der Gewichte, wobei das Gewicht umgekehrt proportional zur Fehlervarianz zu wählen ist. Der Gewichtswert wird in die Hauptdiagonale der Matrix  $\mathbf{S}$  eingetragen und damit wird  $\mathbf{S}$  zu einer Diagonalmatrix.

Ein besserer Ansatz für die Gestaltung des Gewichtswertes wäre die Benutzung eines Qualitätsfaktors des jeweiligen Satellitensignals. Denkbar wären verschiedenste Ansätze:

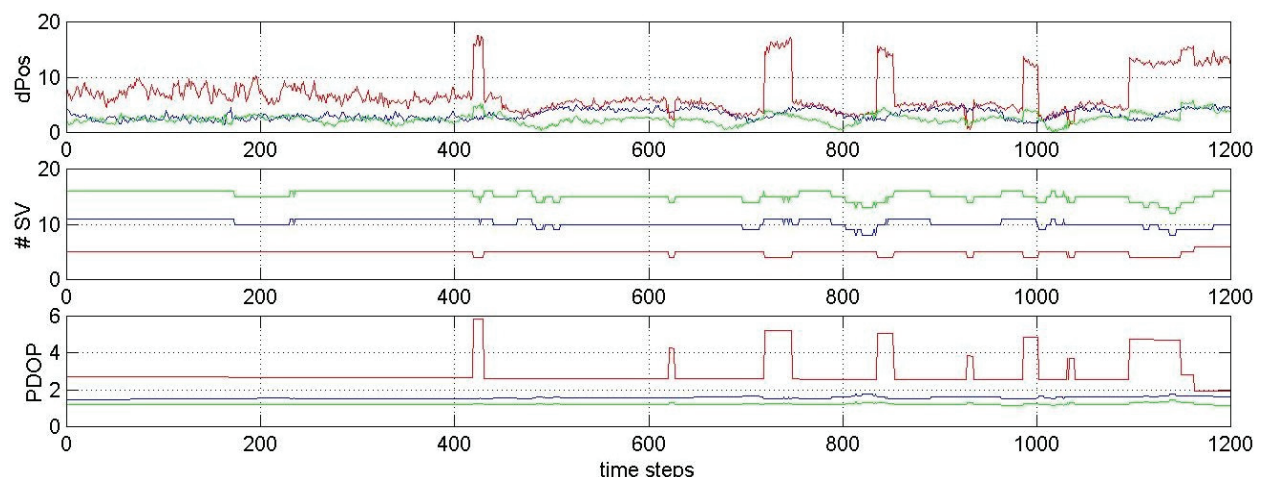
- Einerseits stehen hierfür je nach Empfängertyp verschiedenste Warnflags bzw. Indexwerte des Empfängers zur Verfügung. Andererseits würde die Abhängigkeit von der Hardware keine Verallgemeinerung zulassen.
- Eine Variante wäre die Verwendung der Varianz des zwei- oder auch dreifach differenzierten Distanzwertes über der Zeit (numerische Differentiation).
  - » des Doppler Count
  - » der Pseudorange
  - » der Differenz aus einfach differenzierter Pseudorange und Doppler Count

- Varianz der Rangerestwerte
- eine der Kombinationen von Warnflags, Varianz und Rangerestwerten

## 2.5 Positionslösung über einen nicht differentiellen Lösungsansatz

In diesem Ansatz werden mathematische Techniken unter Betrachtungen von Bifurkationen zur Bestimmung der Positionslösung genutzt. Generell entsteht dabei immer eine Lösungsmenge mit zwei Positionen. Die jeweils richtige Lösung wird aufgrund eines Grenzwertes ermittelt. Dieser wurde bei GPS mit 100 [m] festgelegt. Bei wenigen Standlinien in ungünstiger geometrischer Konstellation ist dieser Wert allerdings etwas zu eng gefasst.

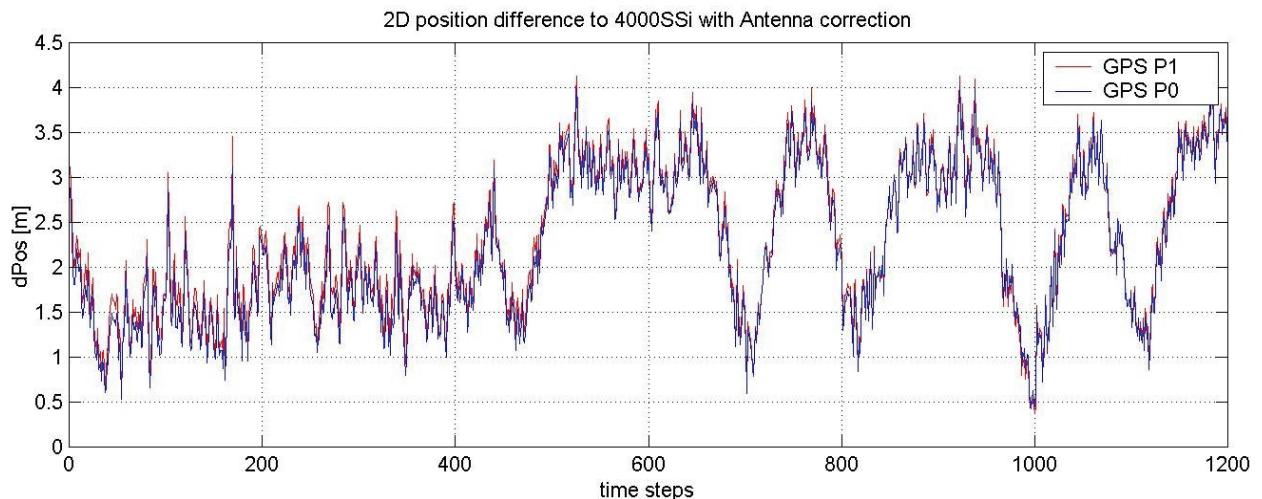
Die Positionslösung über einen nichtdifferenziellen Lösungsansatz [7], [8] hat den Vorteil, dass die Positionslösung direkt, ohne Nutzung einer angenommenen Position, bestimmt werden kann. Für die Gewinnung einer Anfangsposition, so diese nicht vom Empfänger mitgeliefert wird, ist dieser Algorithmus gut geeignet. Das Ergebnis einer solchen Berechnung ist in der Abb. 2.5-1 zu sehen.



**Abb. 2.5-1 GPS, GLONASS und GPS/GLONASS Positionsdifferenzen zur PDGPS Referenzlösung bei Benutzung des nichtdifferenziellen Lösungsansatz**

Die Bezeichnung der Y-Achse zeigt die Abkürzungen ‚dPos‘ und meint damit den Betrag des Differenzenvektors zwischen der berechneten und der Referenzpositionslösung (siehe dazu Kapitel 2.6, Seite 24 letzter Absatz). Die Abkürzung ‚#SV‘ wird für die Anzahl der Satelliten genutzt.

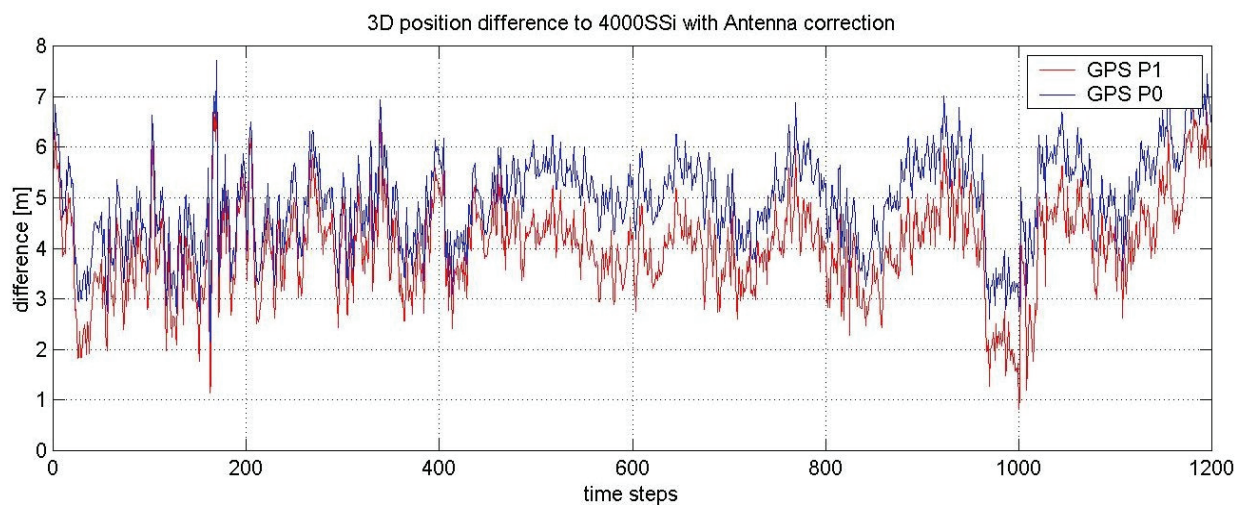
Bei einem Vergleich mit der weiter unten aufgeführten Abb. 2.6-6 wird erkennbar, dass es kaum Unterschiede zwischen den 2D Positionsdifferenzen gibt. Aus diesem Grund wurden die Positionsdifferenzen der differenziellen und nichtdifferenziellen Positionslösung zur PDGPS Lösung in der Abb. 2.5-2 dargestellt.



**Abb. 2.5-2 Vergleich der 2D Positions διαφοrenzen zur PDGPS Lösung**

Erkennbar sind hier Positions διαφοrenzen zwischen den Lösungen in der Größenordnung von bis zu 20 Zentimetern.

Bei einer Betrachtung der dreidimensionalen Positions διαφοrenzen (Abb. 2.5-3) muss festgestellt werden, dass die Positions lösung über den nicht differenziellen Gleichungsansatz um bis zu 1½ Meter genauer ist.



**Abb. 2.5-3 Vergleich der 3D Positions διαφοrenzen zur PDGPS Lösung**

Ungeachtet des Genauigkeitszuwachses wurde im weiteren Verlauf der Untersuchungen der differenzielle Gleichungsansatz benutzt, weil sich hier weitere zusätzliche Möglichkeiten zur Verbesserung der Positions lösungen ergaben. Insbesondere die Beurteilung der Rangerestwerte und die Ansätze für die Filtertechniken wären hier nicht durchführbar.

## 2.6 Behandlungsmethoden für fehlerhafte Rangemessungen

Im Umfeld der Satellitenempfangsantenne gibt es einerseits Abschattungen durch die Schiffslage und Aufbauten, welche zu einem Verlust in der Standliniengeometrie führen können. Andererseits gibt es elektromagnetische Störungen durch das Schiff selbst. Insbesondere Sendantennen von INMARSAT oder auch erhöhte Leistungen von Nebenkeulen der Radaranlage führen zu einem schwächeren Empfang an der Satellitenempfangsantenne, was im Extremfall zu einem Signalverlust führen kann. Schwache Empfangssignale führen zu einer geringeren Positionsgenauigkeit mit driftenden Positionslösungen, welche zunächst unbemerkt bleiben und deshalb als besonders kritisch eingestuft werden müssen.

Bei der Messung von verschiedenen Rangewerten in einem Zeitrahmen entstehen unterschiedliche Fehlerbeträge, welche wieder eingeteilt werden in stochastische und systematische Fehler. Die Behandlung von systematischen Fehlern ist nur dann möglich, wenn entsprechende Fehlermodelle physikalischer oder nichtphysikalischer Natur vorliegen. Für die Satellitenavigation wurde in den Abschnitten 2.3.1 bis 2.3.7 dazu schon einiges ausgeführt. Stochastische Fehler lassen sich unter bestimmten Voraussetzungen durch ihre Wahrscheinlichkeitsdichte- oder -verteilungsfunktion vollständig charakterisieren [4]. Der Einfachheit halber werden aber zumeist stochastische Prozesse als gleichverteiltes oder normalverteiltes, weißes Rauschen angenommen.

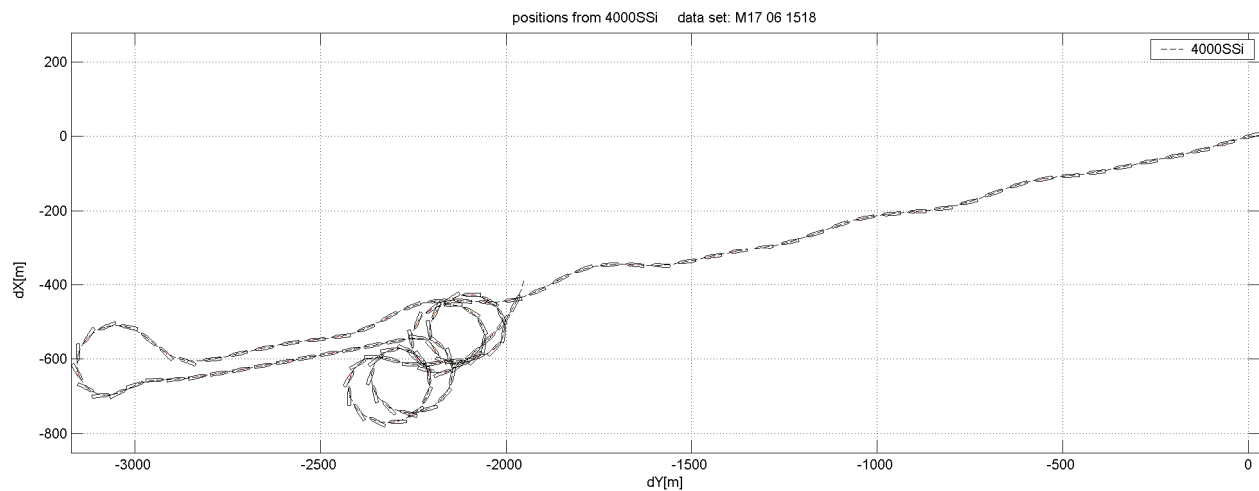
In dieser Arbeit sollen exemplarisch vier ausgewählte Methoden besprochen werden, die zur Behandlung von fehlerhaften Rangemessungen führen.

- Kompensation von fehlenden oder fehlerhaften Rangemessungen
- Trägerphasengeglättete Pseudoranges
- Einsatz einer Gewichtsmatrix
- Vorhersage von fehlenden Range-Differenzen
- Kalman-Filter

Zur Demonstration der Unterschiede und der Effekte der Behandlungsmethoden, werden in den Unterabschnitten (2.6.1 - 2.6.5) Positionsdivergenzen gezeigt. Die Positionsdivergenzen wurden aus einem (sehr) komplexen Schiffsmanöver (IDYS Manöver) berechnet, wie dies in der Abb. 2.6-1 zu sehen ist. Das Manöver wurde nicht zufällig gewählt. Es enthält ein großes Spektrum der Bewegungsmöglichkeiten des Fahrzeuges im normalen Betriebszustand, bei durchschnittlicher Wetterlage und beinhaltet damit einen Großteil der relevanten Fehlereinflüsse. Einige untersuchte Datensätze wurden bei extremen Wetterlagen mit hohen Stampf- und Rollwinkeln aufgezeichnet. Grundsätzlich wurden bei den Messkampagnen ungünstige Antennen-



standorte mit größeren Abschattungssektoren weitestgehend ausgeschlossen. Dennoch gab es immer Abschattungen durch Antennenmasten und kleinere Aufbauten. Diese Störungen sind aufgrund der Fahrzeugdynamik zeitlich begrenzt.



**Abb. 2.6-1 Bahn des IDYS Manövers mit Schiffssymbolen**

Die notwendigen Referenzpositionen für die Positions differenzen, wurden durch eine post-prozessierte Zweifrequenz-Trägerphasenlösung (PDGPS) geliefert. Die Messdaten für diese Referenzlösung wurden mit dem GPS Empfangssystem (Referenzstation & Rover) Trimble 4000SSi gewonnen. Damit standen sowohl Referenzstationsdaten als auch Nutzerdaten mit einer Frequenz von 1 [Hz] zur Verfügung. Die Auswertesoftware war „GeoGenius 2000“ der Firma Spectra Precision. Beim Lösungsvergleich wurden die Ablagen der Antennen berücksichtigt.

### 2.6.1 Kompensation von fehlenden oder fehlerhaften Rangemessungen

Die Kompensation von fehlenden Rangemessungen erscheint auf den ersten Blick als recht einfach, weil mit Hilfe der Ephemeridendaten und der angenommenen Position eine theoretische Range vorhergesagt werden kann. Allerdings ist dieser theoretische Ansatz nur im störungsfreien Fall anwendbar. Die praktische Messung beinhaltet, wie im Kapitel 2.3 gezeigt wurde, systematischen und stochastischen Fehler, welche durch die dort erwähnten Modellansätze nicht hinreichend beseitigt werden. Rangemessungen lassen sich nur dann erfolgreich korrigieren, wenn eine Vorhersage der Rangemessung im Genauigkeitsbereich der Messung erfolgen kann. Zudem hängt die Rangevorhersage, wie die geschätzte Range  $\hat{r}_i(t)$  auch von der angenommenen Position ab. Bei der Verwendung der üblichen Verfahren zur Positionsbestimmung (Kapitel 2.3.8), ist daher eine hinreichende Vorhersage kaum möglich. Die Positions differenz zwischen zwei Zeitpunkten ist in diesem Verfahren nicht nur vom Bewegungsverhalten des Antennenträgers abhängig, sondern auch von der Genauigkeit der angenommen Position. Sollte die angenommen Position fehlerhaft sein, so ist die Vorhersage einer Rangemessung auch

mangelhaft. Das betrifft insbesondere Objekte mit relativ schnellen Bewegungsänderungen zum Messintervall. Selbst unter der Annahme, die Geschwindigkeit exakt messen zu können, um damit den Fehler zu korrigieren, würde nur dazu führen, dass der relative Fehler in der Positionsdifferenz beseitigt werden könnte.

Bei Schiffen oder auch langsam bewegten Objekten ist die Rangemessung allerdings auch ohne Kenntnis des Bewegungsverhaltens vorhersagbar, wenn eine Beobachtung der Rangemessung über mehrere Epochen eines Zeitintervalls erfolgt. Dabei spricht man von einem Epochen- oder Messwertfenster. Mit Hilfe der dort abgespeicherten Vergangenheitswerte kann eine Schätzung der Rangemessung für die nächste Epoche (Zeitpunkt) anhand eines Ausgleichspolynoms mit

$$r_{ps} = a_m t^m + a_{m-1} t^{m-1} + \dots + a_0$$

**Gl. 2.6-1**

berechnet werden. Der Parametersatz  $a_k \{k = 0, \dots, m\}$  wird hierfür zu jeder Epoche bestimmt, um anteilige Bewegungsänderungen des Schiffes in der Range zu erhalten. Die Berechnung erfolgt anhand der Anzahl von Range-Zeit Wertepaaren im Epochenfenster z.B. unter zu Hilfenahme der MatLab Funktion *polyfit* [18]. Die Polynomparameter  $a_k$  aus der laufenden Epoche werden für die Schätzung des Vorhersagewertes der nachfolgenden Epoche mit

$$\hat{r}_{ps} = a_m (t+1)^m + a_{m-1} (t+1)^{m-1} + \dots + a_0$$

**Gl. 2.6-2**

benutzt. Solange die Messwerte der Range existieren, können mit Hilfe der Vorhersagewerte Differenzen berechnet werden, welche über mehrere Epochen zur Berechnung eines mittleren Fehlers bzw. einer Varianz genutzt werden können. Anhand z.B. der dreifachen Varianz kann eine Schranke für das Erkennen von fehlerhaften Rangemessungen festgelegt werden. Die detektierten fehlerhaften Messungen werden durch die Vorhersage ersetzt. Natürlich besteht die Gefahr, dass Polynomansätze höheren Grades ( $>2$ ) bei Rangevorhersagen Instabilitäten verursachen können, wenn wenige Messeinträge für die Extrapolation genutzt werden. Allerdings ist die Verwendung von ausschließlich linearen Polynomen, wegen des Geschwindigkeitsanteils des Schiffes im Messwert nicht immer zu empfehlen. Für die Positionsbestimmung von Schiffen und auch beim Einsatz von Kraftfahrzeugen in urbaner Umgebung (Geschwindigkeiten  $\leq 50$  [km/h]) konnte freilich festgestellt werden, dass lediglich die Benutzung von Polynomen 1. und 2. Grades praktikabel war.

Natürlich stellt sich die Frage, welche Größe das Epochenfenster, also die Anzahl der zu betrachtenden Messungen, haben sollte. Die zu wählende Größenordnung ist abhängig vom Anteil des Bewegungsverhaltens des Fahrzeuges in der Rangemessung und von der Qualität der Messung. Je beweglicher ein Fahrzeug ist, desto mehr Anteile nichtlinearer Natur sind in den

Bewegungskomponenten Richtung und Geschwindigkeit enthalten. Würde man zu einem solchen Verhalten einfach ein Polynom 1. Grades und wegen des Fehlereinflusses ein sehr großes Epochenfenster wählen, so bestünde die Gefahr wie in Abb. 2.6-2, dass die dynamischen Messwertanteile beseitigt werden. Mit dem Verlust der dynamischen Bewegungsanteile werden die daraus abgeleiteten Vorhersagen entsprechend fehlerhaft sein.

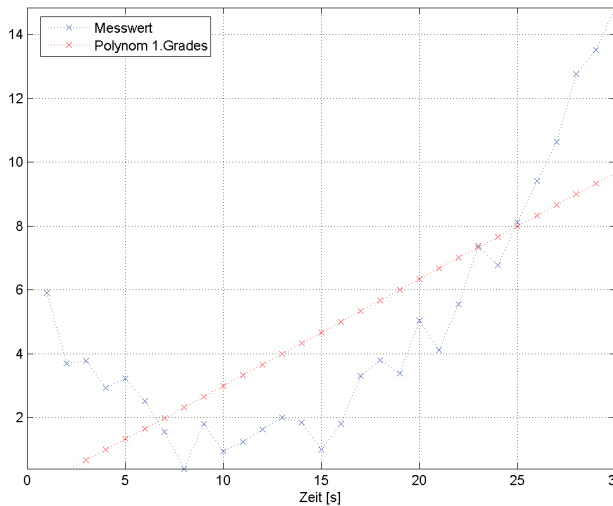


Abb. 2.6-2 Polynom 1. Grades

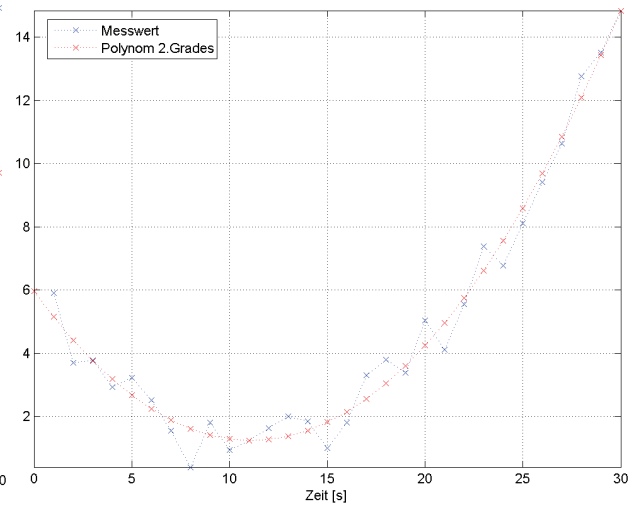


Abb. 2.6-3 Polynom 2. Grades

Die Abb. 2.6-3 zeigt mit einem Polynom 2. Grades scheinbar die beste Anpassung, welche zudem eine verbesserte Vorhersagefähigkeit besitzt. Bei näherer Betrachtung des Vorhersagealgorithmus muss man jedoch zur Einsicht kommen, dass keiner der beiden Polynomansätze allein genutzt werden kann. Dafür verantwortlich sind Situationen in der Datenverarbeitung, in denen nur wenige oder korrupte Daten zur Verfügung stehen. Hierfür ist es von Vorteil, wenn beide Polynomansätze genutzt werden könnten. Bei einer geringen Anzahl von Messdaten bietet sich ein Polynomansatz 1. Grades an. Ab einer bestimmten Messdatenanzahl könnte ein umschalten auf ein Polynom 2. Grades oder höher erfolgen. Wie groß die Anzahl der zu betrachtenden Messwerte sein sollte, hängt, wie oben angedeutet, von der Bewegungsdynamik des Fahrzeuges und der Qualität der Messwerteinträge ab.

Die Qualität des Rangemesswertes wird maßgeblich durch die Empfängertechnik und dessen SW beeinflusst. Normalerweise werden bei SatNav-Empfängern die Rangemesswerte solange zur Verfügung gestellt bis die Synchronisation des Satellitensignals zwischen Empfänger und Satellit unterbrochen wird. Bei einigen Empfängertypen wird die Qualität der Messung wenige Minuten vor dem Abreißen des Signals schlechter. Dieses Verhalten lässt sich insbesondere bei Satelliten mit niedrigem Elevationswinkel erkennen. Außerdem ist dieser Effekt auch bei Abschattungen ersichtlich, wenngleich auch hier gelegentlich nur die letzten beiden Sekunden davon betroffen sind. Eine Sammlung der Besonderheiten bzw. eine weiterführende Betrachtung findet sich im Anhang.



Anhand der Darstellung des statistischen Messfehlers in der Abb. 2.4-1 (Diagramm 2) und der Darstellungen des Vorhersageverfahrens in den vorangegangenen Kapiteln sollte man jetzt zur Auffassung gelangen, dass nur eine schlechte bzw. mittelmäßige Vorhersage möglich ist, wobei die Begriffe schlecht und mittelmäßig darauf abzielen, dass die angestrebte Vorhersage innerhalb der Standardabweichung von  $3\sigma$  zu finden sein sollte und damit den Grenzwert von 1,5 [m] nicht überschreitet.

Anders als bei der Pseudorange-Messung, besitzt die Trägerphasenmessung einen weit aus geringeren, statistischen Fehler und würde, wenn ein absoluter Bezug zur gemessenen Distanz bestünde, sich gerade bei wenigen Messdaten für das Vorhersageverfahren eignen. Aus diesem Grund wird eine Vorhersage der Range auf der Basis beider Datensätze ausgeführt. Mit beiden Datensätzen werden Parametersätze zur Bestimmung eines Ausgleichspolynoms geschätzt. Demnach ergibt sich für das Ausgleichspolynom der Pseudorange die Gl. 2.6-1 und für das Ausgleichspolynom des Trägerphasenmesswertes ergibt sich die Gleichung

$$r_{cp} = b_m t^m + b_{m-1} t^{m-1} + \dots + b_0.$$

**Gl. 2.6-3**

Wegen des Messdatenverlaufs erhalten beide Polynome den gleichen Grad. Mit dem Ausgleichspolynom werden die statistischen Fehler weitestgehend reduziert, so dass die nachfolgende Gleichung

$$\hat{r}_{ps} = b_m (t+1)^m + b_{m-1} (t+1)^{m-1} + \dots + a_0$$

**Gl. 2.6-4**

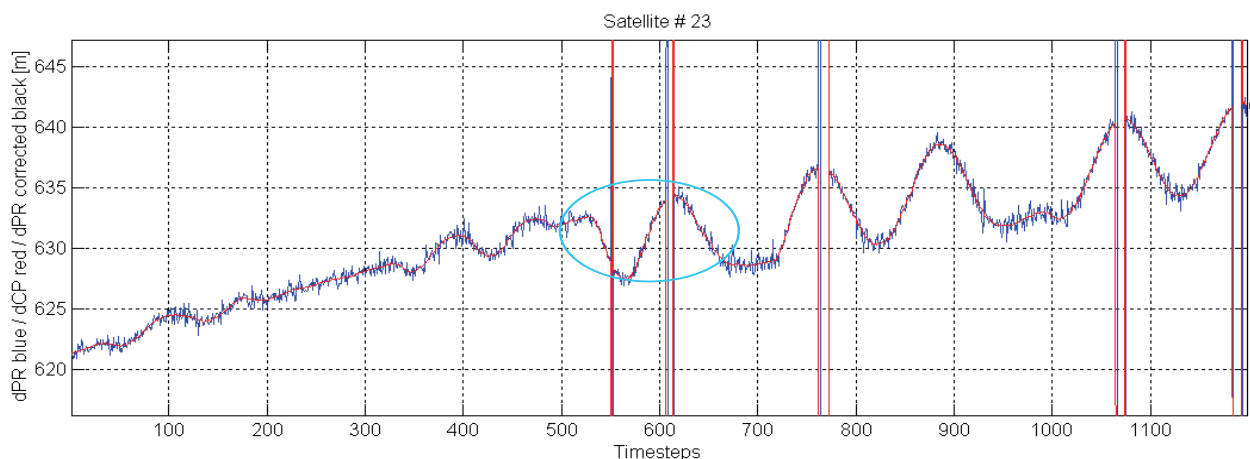
zur Schätzung des Rangemesswertes angesetzt werden kann. Den absoluten Bezug zur Rangemessung liefert  $a_0$ , während der Parametersatz  $b_k$  mit  $\{k = 1, \dots, m\}$  angesetzt wird. Auf diese Art und Weise ergänzen sich die Polynome zur Vorhersage  $\hat{r}_{ps}$  der Rangemessung.

Für den GNSS-Empfänger GG24 von Ashtech und den zu betrachtenden Einsatzrahmen im Projekt INIS II hat es sich gezeigt, dass man mit einem Datenpuffer von 20 Elementen und einem Zeitrahmen von 30 Epochen hinreichende Genauigkeiten in den Vorhersagen erzielte. Damit war es möglich, 20 [s] lang Rangemesswerte ohne nennenswerte Genauigkeitsverluste vorherzusagen. Andere Einsatzbedingungen mit besseren Empfängern können diese Zeitspanne für Schiffe (>50 [m]) durchaus verlängern, da deren Trägheit mit zunehmender Größe wächst. Generell lassen sich mit dem Polynomansatz zwei elementare Probleme, welche bei der Pseudorange-Messung auftreten, beseitigen. Die sind:

- a) Erkennung und Beseitigung von sprunghaften Fehlmessungen und
- b) Beseitigung von kurzzeitigen Signalausfällen.

Auf der Basis des mittleren Fehlers, seiner Varianz oder seiner Standardabweichung lassen sich Schranken setzen, anhand derer eine sprunghafte Fehlmessung erkannt werden kann. Diese Verfahrensweise ist deshalb so wichtig, weil die Rangemessung im Verlauf eines sichtbaren Zyklus', je nach Azimut- und Elevationswinkel, stark beeinflusst wird. Je länger der Signalweg ist, desto fehlerhafter ist die Messung. Signalausfälle werden in der Seeschifffahrt, wie schon erwähnt, wesentlich durch das Bewegungsverhalten des Schiffes und durch örtliche Gegebenheiten im Umfeld der Antenne verursacht. Die Stampf und Rollbewegungen verändern die Lage des künstlichen Antennenhorizontes, so dass Satelliten mit niederem Elevationswinkel leicht abgeschattet werden können. Diese Satelliten sind für den Erhalt einer guten Standliniengeometrie wichtig und sollten für die Positionsbestimmung erhalten bleiben.

Zur visuellen Beweisführung für die Funktionalität des Korrekturalgorithmus mit Polynomansatz wurden exemplarisch die Änderungen des Pseudorangemesswertes und die Änderung des IDC eines GPS Satelliten (Abb. 2.6-4) ausgewählt.



**Abb. 2.6-4** Änderungen der **Pseudorange** und des **IDC** des GPS-Satelliten 23

Die Messdatenreihe enthält Messlücken, welche sich durch drastische Sprünge im Messdatenverlauf bemerkbar machen. Diese Art von Störungen entsteht durch Abschattungen des Satellitensignals. Für eine bessere Sichtbarkeit der Ergebnisse nach der Behandlung durch das Korrekturverfahren mit dem Polynomansatz wurde ein kleinerer Bereich gewählt, welcher durch die Ellipse in der Abb. 2.6-4 gekennzeichnet und in der Abb. 2.6-5 vergrößert dargestellt ist.

In der Abb. 2.6-5 sind die Korrekturen im Zeitbereich von 550 bis 553 und von 606 bis 612 zu sehen. Die Signalausfälle von der Pseudorange und vom IDC wurden hier erfolgreich kompensiert. Natürlich lassen sich Signalausfälle nicht beliebig lange auf der Basis von Vergangenheitswerten kompensieren. Die Länge des Kompensationsintervalls ist auch hier abhängig vom Bewegungsverhalten des Objektes. Für den Anwendungsfall „Schiff“ beträgt das durchschnittliche Zeitintervall bei mittlerer Reisegeschwindigkeit etwa 20 Sekunden.

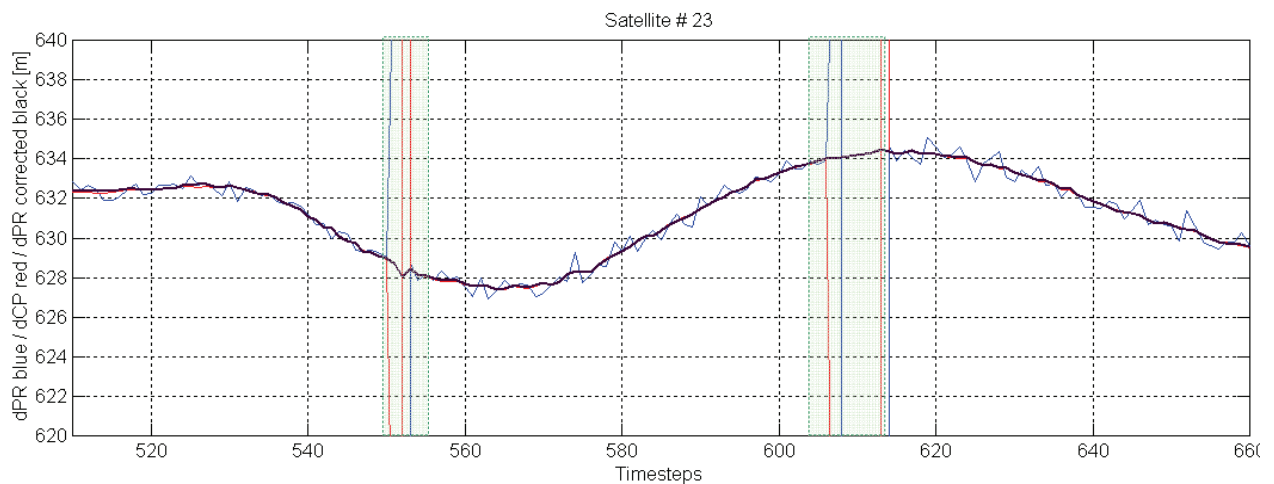


Abb. 2.6-5 Teil des Messbereichs der Abb. 2.6-4 mit der Darstellung des Korrekturwertes

Für das oben gewählte IDYS Manöver (Abb. 2.6-1) wurden in den Abb. 2.6-6 und Abb. 2.6-7 jeweils drei Diagramme dargestellt, welche die Positions διαφοenzen (dPos) zur genannten PDGPS Lösung, die Anzahl der Satelliten (#SV) und den PDOP der drei verschiedenen Positionslösungen (GPS, GLONASS, GPS/GLONASS) zeigen.

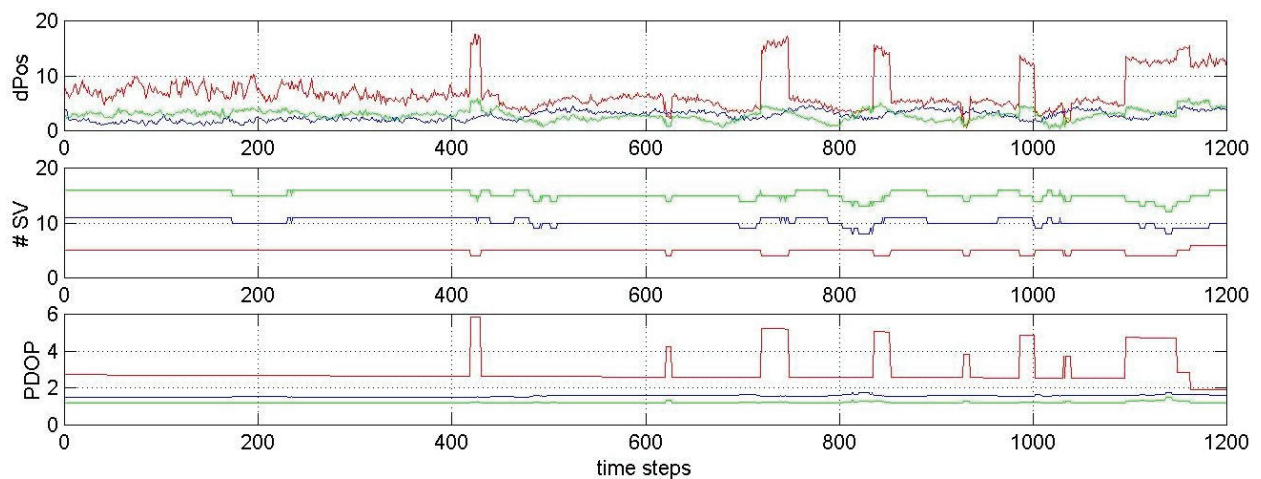


Abb. 2.6-6 GPS, GLONASS und der GPS/GLONASS Positions διαφοenzen zur PDGPS Referenzlösung bei ausgeschalteter Kompensation

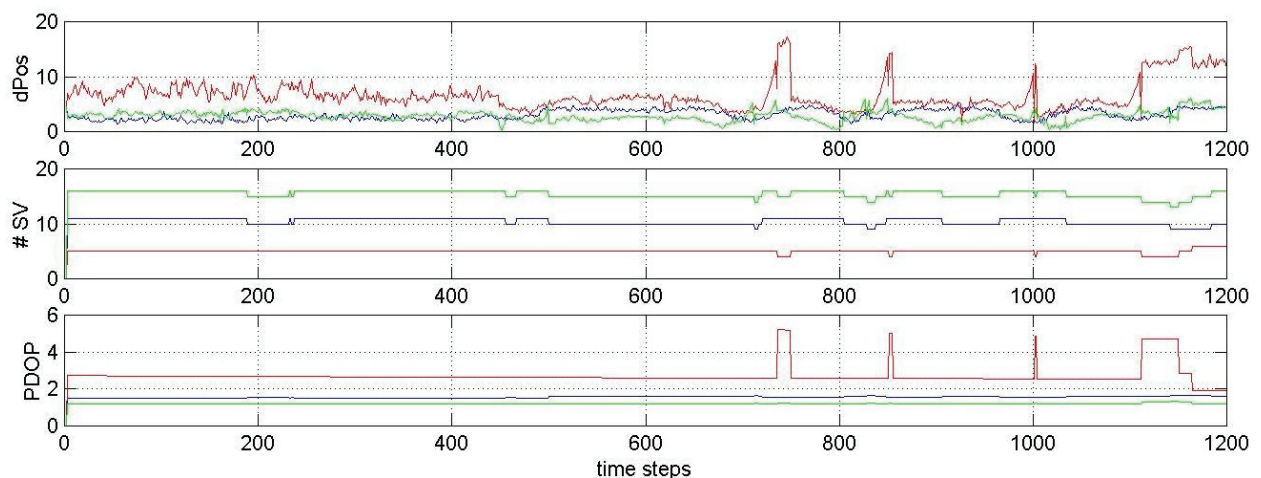


Abb. 2.6-7 GPS, GLONASS und der GPS/GLONASS Positions διαφοenzen zur PDGPS Referenzlösung bei eingeschalteter Kompensation

Während Abb. 2.6-6 das Ergebnis der Positionslösung ohne Kompensation zeigt, wurde die Kompensation in der Abb. 2.6-7 eingeschaltet. Bei einem visuellen Vergleich der GLONASS Ergebnisse fällt auf, dass die Kompensation zu den Zeitpunkten 420 bis 430 und 620 bis 625 sehr erfolgreich war. Größere Störungen zu späteren Zeitpunkten konnten nur reduziert aber nicht behoben werden, weil diese zu lang andauerten.

## 2.6.2 Trägerphasengeglättete Pseudoranges

Wenn ein Empfänger neben den Pseudoranges auch den IDC (Integrated Doppler Count) ausgeben kann, dann besteht die Möglichkeit, die gemessenen Pseudoranges mit Hilfe der Änderungen der Trägerphasenmesswerte zu filtern. Das Filterergebnis heißt dann trägerphasengeglättete Pseudorange (CSPS). Dafür gibt es eine gewisse Anzahl von Filtermöglichkeiten, welche unter anderen in [8] und [11] beschrieben werden. In dieser Arbeit sollen lediglich zwei der Möglichkeiten aufgezeigt werden.

### 2.6.2.1 Komplementärer stationärer Kalman-Filter

Der komplementäre Kalman-Filter ist ein Random Walk<sup>2</sup> (RW) Kalman-Filter mit nur einem Zustand. Die nachfolgenden Gleichungen (Gl. 2.6-5 bis Gl. 2.6-9) beschreiben den rekursiven Algorithmus zur Berechnung der gefilterten Pseudorange. Wonach im ersten Schritt eine Schätzung der Range

$$\hat{r}(t) = r_{sm}(t-1) + r_{cp}(t) - r_{cp}(t-1)$$

Gl. 2.6-5

mit den Eingangsdaten  $\hat{r}(t)$  (geschätzte Pseudorange zum Zeitpunkt  $t$  in [m]),  $r_{sm}(t-1)$  (gefilterte Pseudorange vom Zeitpunkt  $t-1$  in [m], normierte diskrete Zeit) und  $r_{cp}(t)$  (IDC von  $t$  in [m]) erfolgt. Die geschätzte Fehlervarianz  $P$  wird in der Gleichung

$$P = P + Q$$

Gl. 2.6-6

mit  $P$  und  $Q$ , der Varianz des Prozessrauschens in [m<sup>2</sup>] beaufschlagt. Auf der Basis von  $R$  für das thermische Rauschen der Rangemessung in [m<sup>2</sup>] und  $P$  wird der Verstärkungsfaktor mit

$$K = \frac{P}{(P + R)}$$

Gl. 2.6-7

berechnet, um die gefilterte Range

---

<sup>2</sup> „Random Walk“ steht für ein Störmodell, wo weißes Rauschen über einem Integrator geleitet wird.

$$r_{sm}(t) = \hat{r}(t) + K(r(t) - \hat{r}(t))$$

Gl. 2.6-8

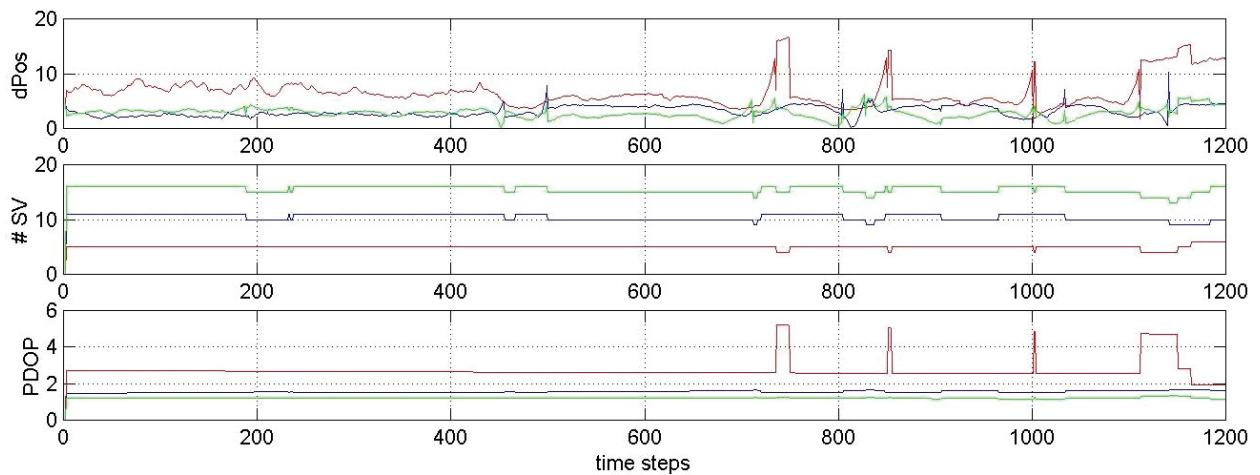
ermitteln zu können. Dabei ist  $r(t)$  die gemessene Pseudorange zum Zeitpunkt  $t$  in Metern.

In der Gleichung

$$P = (1 - K)P$$

Gl. 2.6-9

wird  $P$  für den nächsten Zeitpunkt berechnet. Das Ergebnis einer solchen Filterung wird in der Abb. 2.6-8 gezeigt. Der Einsatz eines komplementären Kalman-Filters hat zu einer Stabilisierung des Positionsergebnisses geführt und stochastische Effekte wurden auf der Basis des IDC weitestgehend eliminiert.



**Abb. 2.6-8 GPS-, GLONASS- und GPS/GLONASS-Positionsdifferenzen zur PDGPS-Referenzlösung bei Benutzung eines komplementären Kalman-Filters**

Der Einsatz des Filters führte nicht zu einer wesentlichen Verbesserung der Positionsgenauigkeit und kann nachweislich keine Positionssprünge beheben oder abmildern. Aus diesem Grund müssen andere Mechanismen zur Reduzierung des Positionsfehlers gefunden werden.

### 2.6.2.2 Hatch-Filter

Der Hatch-Filter wurde von R. Hatch in [6] vorgestellt und wird als bevorzugter Filter mit der einen oder anderen Modifikation eingesetzt. Der Filteralgorithmus wird durch die Gl. 2.6-10 und Gl. 2.6-11 bestimmt. Die Gleichung

$$r_m = \frac{1}{n} \sum_{k=1}^n (r_k - r_{cpk})$$

Gl. 2.6-10

ist demnach die mittlere Distanz zwischen der Pseudorange-Messung  $r_k$  und dem IDC  $r_{cpk}$ .

Beide Werte müssen dafür in die Einheit Meter überführt werden. Mit der Mittelwertbildung werden vermeintliche Fehlmessungen der Pseudorange beseitigt, weil die Varianz der Träger-

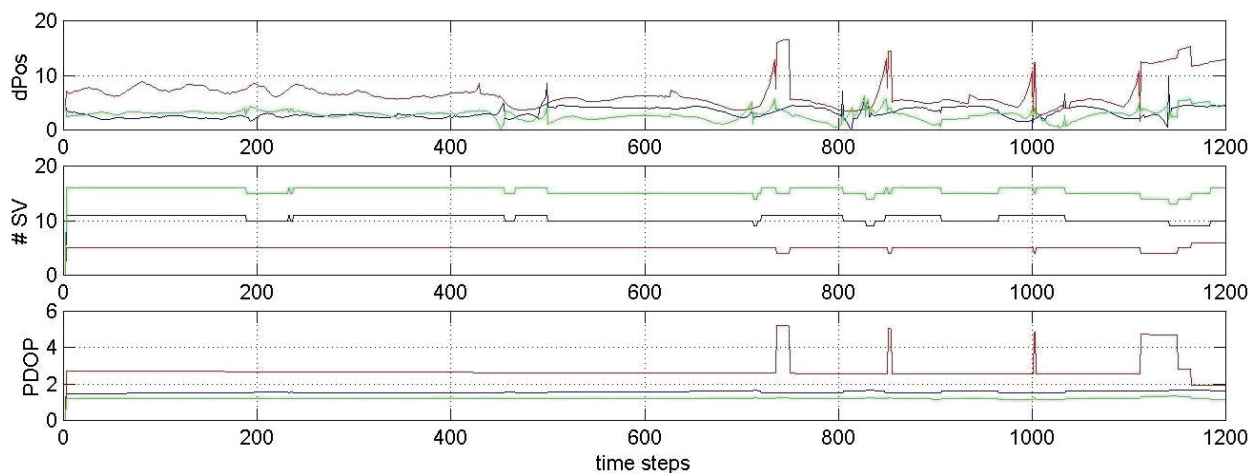
phasenmessung deutlich geringer ausfällt. Die gefilterte Pseudorange ergibt sich dann aus

$$r_{sm} = r_m + \Delta r_{cp}.$$

**Gl. 2.6-11**

Die Differenz  $\Delta r_{cp}$  ergibt sich aus zwei aufeinander folgenden Trägerphasenmesswerten eines Epochenzeitabschnittes.

Der Filteransatz berücksichtigt allerdings nicht das Messrauschen der Trägerphasen- als auch der Pseudorange-Messung, welche mit sehr unterschiedlich großen Messfehlern behaftet sind. Zur besseren Beurteilung des Messwertes sollten entsprechende Gewichte eingeführt werden, wie dies in [13] vorgeschlagen wird. Der Einsatz dieser Gewichte wurde im Forschungsprojekt INIS II vom Autor untersucht und führte nur zu geringfügigen punktuellen Verbesserungen der Positionslösung. Bei der Berechnung von einfachen Satellitenpositionen ist der Effekt eher vernachlässigbar klein und könnte zu Gunsten der Berechnungsgeschwindigkeit des Hatch-Filters geopfert werden.



**Abb. 2.6-9** GPS, GLONASS und GPS/GLONASS Positionsabweichungen zur PDGPS Referenzlösung bei Benutzung eines Hatch-Filters

Die Betrachtung der Positionsabweichungen erbrachte eine ähnliche Ergebniseinschätzung wie beim komplementären Kalman-Filter, wenngleich das Filterergebnis im Vergleich zur Abb. 2.6-8 eine verbesserte Beseitigung von stochastischen Effekten aufweist.

### 2.6.3 Einsatz einer Gewichtsmatrix

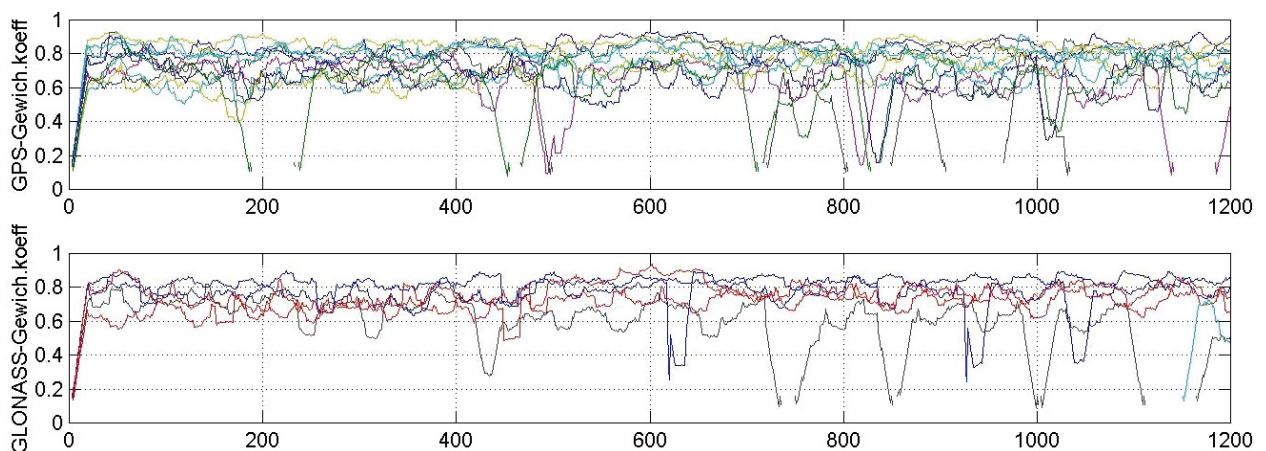
Der Einsatz einer Gewichtsmatrix, wie diese in Abschnitt 2.4 beschrieben wurde, kann auf sehr unterschiedliche Art und Weise erfolgen. Wie schon erwähnt, ist das Verhältnis der einzelnen Gewichte entscheidend für den Einfluss im Gleichungssystem. Für die Bestimmung der Gewichte können unterschiedlichste Verfahren genutzt werden. Die Benutzung der Standardabweichung oder Varianz einer Messung wäre die klassische Methode. Eine andere Methode zur Unterscheidung von klaren Grenzen wäre eine Einteilung anhand zusätzlicher Informationen aus



dem Messraum. Eine weitere Methode wäre eine Kombination von Messwert und theoretischer Vorhersage zur Einschätzung des Verhältnisses. Bei allen Methoden muss jedoch in Kauf genommen werden, dass eine gewisse subjektive Einschätzung durch den Betrachter vorweggenommen wird. In dieser Arbeit soll eine Methode zur Bildung von Gewichten besprochen werden, welche im Fall der Satellitennavigation zur Anwendung kommen könnte. Diese Verfahrensweise wird weitestgehend von den Messwerten selbst bestimmt.

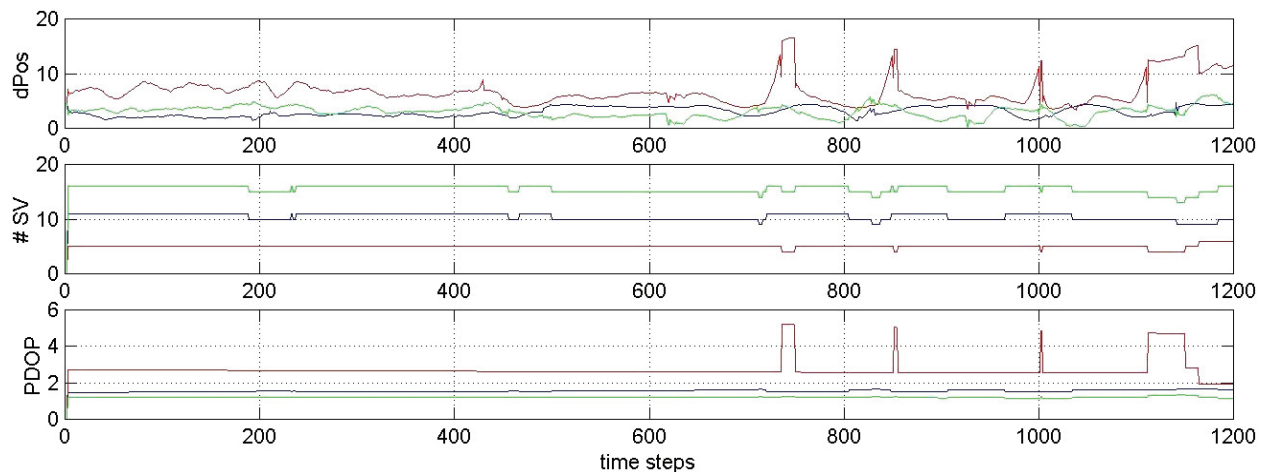
Das Gewicht wird in diesem Fall aus der Differenz der Ableitung der Pseudorange-Messung und der Ableitung des IDC's ermittelt. In beiden Fällen wird nach der Zeit abgeleitet. Sowohl der IDC als auch die Pseudorange werden im Vorfeld in Metern umgerechnet. Die Änderung des IDC's ist dabei der stabilere und genauere Wert und dient quasi als Referenzwert, solange es keine Warnflags durch die Empfängerdaten gibt. Siehe dazu Abb. 2.6-4.

Die Standardabweichung ( $\sigma$ ) kann, analog zum Hatch-Filter, auf der Basis mehrerer Differenzen innerhalb eines Zeitfensters gebildet werden. Das Bilden der Ableitungen ist wichtig, weil nur die Änderung des IDC's vergleichbar mit der Änderung der Pseudorange ist. Die Wahl des Zeitfensters liegt im Ermessen des Betrachters. Die Hauptdiagonale der Gewichtsmatrix wird dann mit  $1/\sigma$  bestückt.



**Abb. 2.6-10 Gewichtungskoeffizienten der Gewichtsmatrix**

In der Abb. 2.6-10 wurden die Gewichtungskoeffizienten dargestellt, wie diese in die Hauptdiagonale der Gewichtsmatrix für die Positionslösung in der Abb. 2.6-11 eingetragen wurden. Dabei ist zu sehen, dass nicht nur die Qualität über das Gewicht im Gleichungsansatz berücksichtigt wird. Die auf- und absteigenden Flanken einiger Funktionsverläufe lassen erahnen, dass einzelne Rangemesswerte quasi linear in den Positionsbestimmungsprozess ein- bzw. herausgeführt werden. Einem abrupten Verlust einer Standlinie und damit einem abrupten Positionssprung wird so entgegengewirkt. Allerdings ist diese Technik nur dann erfolgreich, wenn eine hinreichende Anzahl von Satelliten vorhanden ist.



**Abb. 2.6-11 GPS, GLONASS und GPS/GLONASS Positions differenzen zur PDGPS Referenzlösung bei Benutzung eines Hatch-Filters mit Gewichtung im Gleichungsansatz**

Bei einem Vergleich der Positions differenzen aus der Abb. 2.6-11 (Positionsbestimmung mit Gewichtung) und Abb. 2.6-9 (Positionsbestimmung ohne Gewichtung), kann klar erkannt werden, dass auftretende Spitzen zwischen dem Zeitraum 400 bis 600 eliminiert worden sind. Insbesondere bei der GLONASS Lösung wird erkennbar, dass ein Zusammenhang zwischen der Gewichtungsfunktion Abb. 2.6-10 und der Positions differenz (dPos) Abb. 2.6-11 existiert.

#### 2.6.4 Vorhersage von fehlenden Range-Differenzen

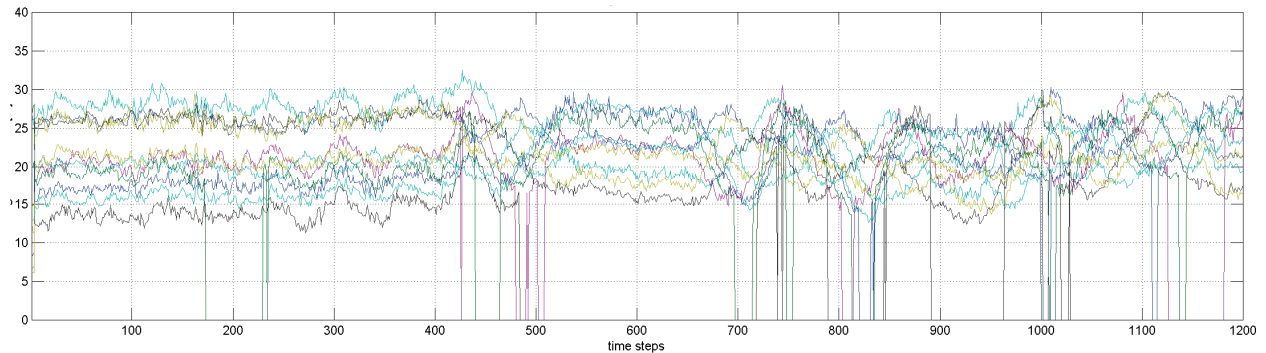
Zur Positionsbestimmung mittels Satellitennavigationssystemen ist es von besonderer Bedeutung, stabile geometrische Satellitenkonstellationen mit guten Standliniengeometrien zu erhalten, damit die Positionsbestimmung verlässliche Positionsgenauigkeiten erzeugen kann. Leider ist es in der Realität so, dass genau diese Voraussetzung eher nicht gegeben ist, wenn Fehlmessungen und Abschattungen in urbanen Umgebungen dies verhindern. In den Satellitennavigationsempfängern wird deshalb mit Filtern gearbeitet, welche sprunghafte Veränderungen in der Position verhindern bzw. abschwächen sollen. Dennoch wird bei der Anwendung der herkömmlichen Filtertechniken die Positionsgenauigkeit schlechter und letztlich wird die Bahn aufgrund der Standliniengeometrie verfälscht. Zur Erhaltung der Standliniengeometrie müssten die Rangemessungen selbst erhalten bleiben oder aber bestimmt vorhergesagt werden können, um die Messungen durch die Vorhersage zu ersetzen. In der Vergangenheit war das auf Grund der verbleibenden systematischen Fehlereinflüsse kaum möglich.

Mit dem INIS II Gesamtsystem [19] steht eine Simulationsumgebung zur Verfügung, welche in der Lage ist, einen Großteil der systematischen Fehlereinflüsse zu berechnen um bis in den angestrebten Genauigkeitsbereich von  $<5$  [m] zu gelangen. Darüber hinaus kann eine trägerphasengeglättete Pseudorange zur Verfügung gestellt werden. Kurzzeitige Ausfälle und Störungen der Messung können so kompensiert werden.



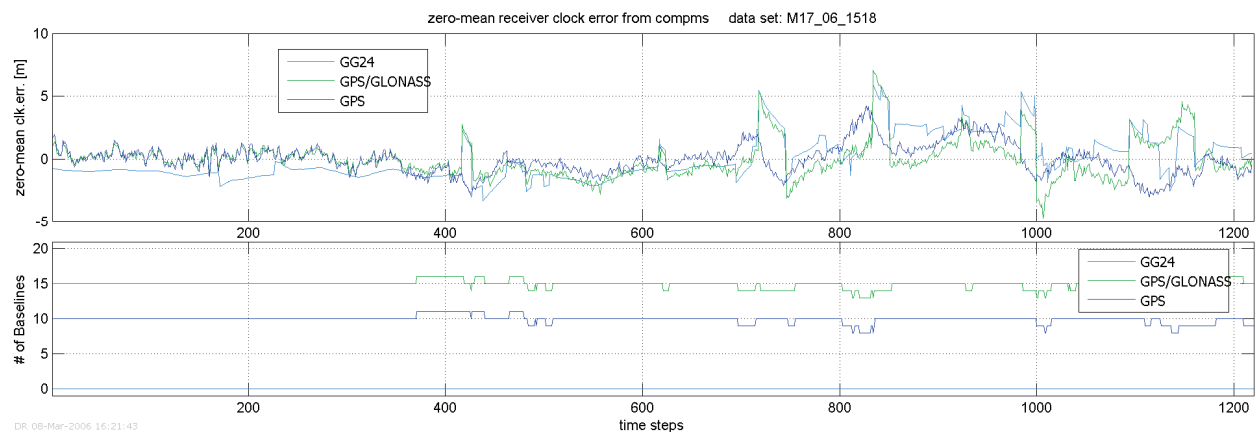
### 2.6.4.1 Analyse der bisherigen Ergebnisse

Mit der Hilfe der Ephemeridendaten eines Satelliten kann eine Differenz zwischen der theoretischen Range und der verbesserten Pseudorange-Messung ermittelt werden. Das Ergebnis der Range-Differenzen aller GPS Satelliten des IDYS Manövers aus der Abb. 2.6-1 wird als Funktionsverlauf über der Zeit in der Abb. 2.6-12 dargestellt.



**Abb. 2.6-12 GPS Range-Differenzen der Manöverfahrt aus Abb. 2.6-1**

Die Range-Differenzen (Abb. 2.6-12), werden im linearem Gleichungsansatz der Gl. 2.4-1 als Vektor  $\mathbf{x}$  (Gl. 2.4-4) eingesetzt. In den Range-Differenzen sind im Wesentlichen der Uhrenfehler des Empfängers, die Geschwindigkeit des Schiffes und ein Restfehler enthalten. Diese drei Anteile der Rangedifferenz werden in diesem Kapitel auch als Folgewerte bezeichnet. Der Uhrenfehler und die Geschwindigkeit müssen zunächst berechnet werden. Wegen der Benutzung des differentiellen Gleichungsansatzes wird als Lösung der Gl. 2.4-1 die Positionsdivergenz zu einer angenommenen Position und der Uhrenfehler ermittelt.



**Abb. 2.6-13 Empfängeruhrenfehler GPS-, GPS/GLONASS- und GG24-Lösung**

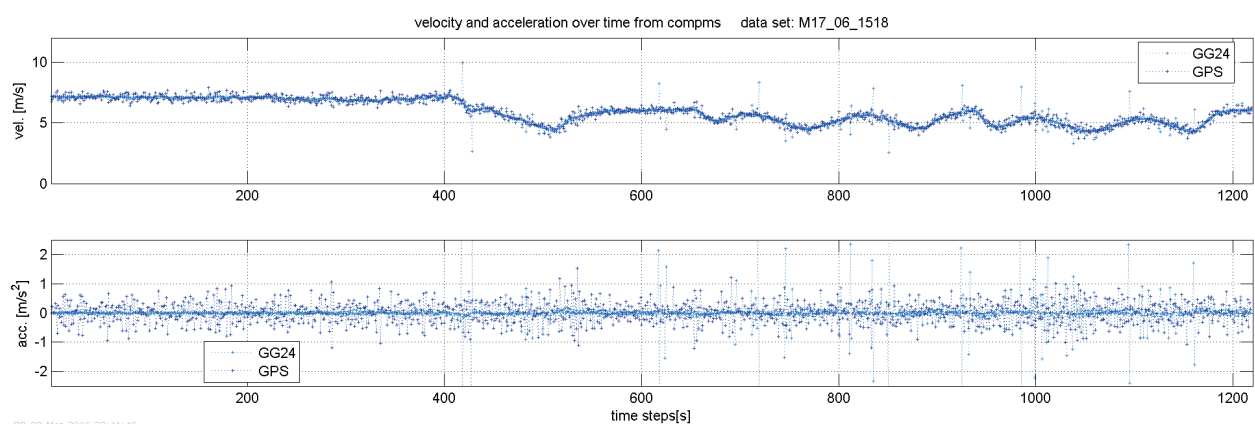
In der Abb. 2.6-13 werden im oberen Diagramm die mittelwertfreien Empfängeruhrenfehler aus der einfachen GPS-Lösung der Range-Differenzen aus der Abb. 2.6-12, im Vergleich zum Empfängeruhrenfehler des GG24 und einer GPS/GLONASS-Lösung der INIS II SW (GG-Lösung) gezeigt. Beim Vergleich der Uhrenfehler der GG-Lösung mit dem Uhrenfehler des GG24 kann festgestellt werden, dass die INIS II SW einen ähnlichen Empfängeruhrenfehler berechnet. Ein Vergleich der Uhrenfehler einer GPS-Lösung und mit der einer GG24-Lösung ist

nicht ganz korrekt, weil der Uhrenfehler der GG24-Lösung GPS- und GLONASS Standlinien beinhaltet. Allerdings muss in Ermangelung einer Alternative dieser Wert als Referenz herangezogen werden.

Die Basis für die Berechnung des Empfängeruhrenfehlers, durch die SW des GG24, sind auch hier die Rangemessungen zu den Satelliten. Die Sprünge in dem Funktionsverlauf der Uhrenfehler im Vergleich zur GG-Lösung lassen diesen Schluss zu, weil sich das An- und Abschalten von Standlinien direkt auf die Berechnung des Uhrenfehlers auswirken. Die Berechnung des Uhrenfehlers kann grob als Mittelwertbildung der Range-Differenzen betrachtet werden. Aus diesem Grund gibt es zwangsläufig diesen Zusammenhang. Siehe dazu Verläufe der Standlinienanzahl (unteres Diagramm) im Vergleich zum Uhrenfehler (oberes Diagramm) in der Abb. 2.6-13.

Der Uhrenfehler kann sicherlich besser bestimmt werden, weil der Empfängerhersteller über die Eingangswerte Spannung und Temperatur am Uhrenquarz verfügt. Anhand der Eingangswerte und mittels eines Modellansatzes könnte der Uhrenfehler berechnet werden. Unter diesen Voraussetzungen hätten die Sprünge vermieden werden können. Die Mittelwertbildung hier hat den Nachteil, dass fehlerhafte Standlinien den Mittelwert verfälschen und damit die zu berechnende Positionsdivergenz aus dem Gleichungsansatz verändern. Sprünge im Uhrenfehler sind daher ein sicheres Indiz für Sprünge in der Positionslösung. Um eine verlässliche Vorhersage der Rangerestwerte zu ermöglichen ist es deshalb notwendig Sprünge im Uhrenfehler zu vermeiden.

Beim Vergleich der Uhrenfehlerverläufe fällt auf, dass die GPS-Lösung ein höheres Rauschverhalten hat, aber im Wesentlichen der GG24-Lösung folgt. Zudem entsteht der Eindruck, dass es im Verlauf keine Abhängigkeiten zur Anzahl der Standlinien gibt.



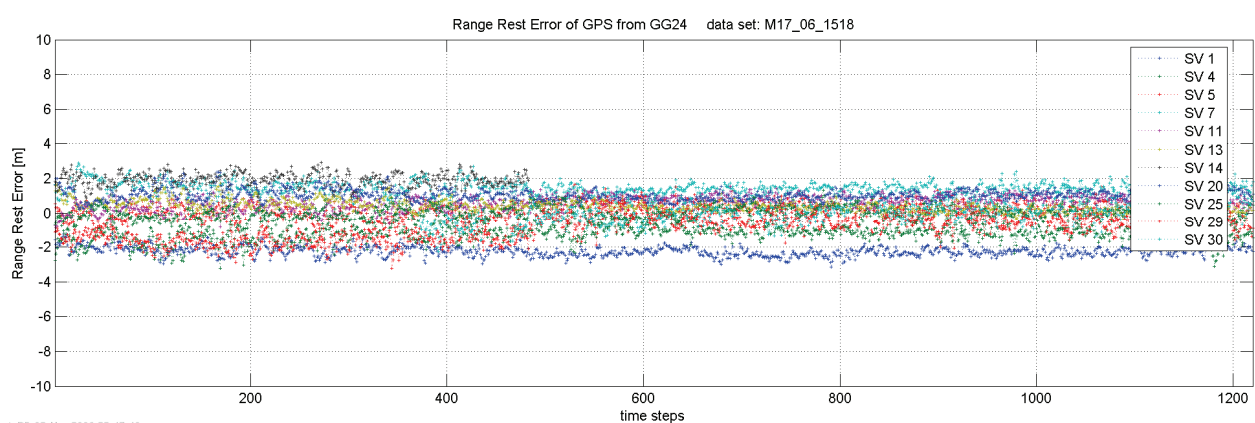
**Abb. 2.6-14 Positionsdivergenzen GPS, GG24 und deren Differenzen**

Die in der Abb. 2.6-14 gezeigten Graphen, stellen im oberen Diagramm die Positionsdivergenzen der GG24- bzw. der GPS-Lösung dar. In der Positionsdivergenz ( $\Delta p_x$ ,  $\Delta p_y$  und  $\Delta p_z$ ) ist im

Wesentlichen die Geschwindigkeit des Schiffes enthalten. Im unteren Diagramm werden die zweifach Differenzen gezeigt, welche dem physikalischen Wert der Beschleunigung entsprechen würde. Durch das untere Diagramm der Abb. 2.6-14 können Fehlergrößenordnungen abgeschätzt werden, weil Beschleunigungen auf Seeschiffen bei normalen Wetterbedingungen unterhalb von  $0,2 \text{ [m/s}^2\text{]}$  zu finden sind.

Während die GPS-Positionslösung, in Referenz zur PDGPS-Position, eine einfache Standardabweichung von  $0,38 \text{ [m]}$  aufweist, hat die GG24-Lösung, auf Grund der Positionssprünge, eine erhöhte Standardabweichung von  $0,42 \text{ [m]}$ . Anhand der ermittelten Positionsdifferenzen, ließe sich über mehrere Epochen hinweg eine Geschwindigkeit des Schiffes bestimmen, wenn die Positionssprünge nicht gegeben wären. Die Geschwindigkeit würde mit einer Unsicherheit  $3 \sigma = 0,59 \text{ [kn]}$  behaftet sein. Im DFNP [16] liegen die Genauigkeitsanforderungen für Seeschiffe bei  $0,1 \text{ [kn]}$ . Demnach müssten auch hier neben den stochastischen Fehlern die systematischen Fehler eliminiert werden.

Nach der Berechnung von Positionsdifferenz und Uhrenfehler verbleiben noch Restfehler der Range-Differenzen (auch als Range-Rest-Fehler bezeichnet), welche den Ungenauigkeiten der Ionosphären- bzw. Troposphärenalgorithmen, dem Empfängerrauschen, der Standlinienanzahl und der Unsicherheit der angenommenen Position zu zuordnen sind. In der Abb. 2.6-15 werden die Range-Rest-Fehler des Manövers aus der Abb. 2.6-1 über der Zeit gezeigt. Bemerkenswert ist einerseits der Umstand, dass Range-Rest-Fehler nahezu konstante Funktionsverläufe aufweisen. Andererseits muss festgestellt werden, dass es Varianzen im Bereich von einem Meter pro Standlinie (Satellit) geben kann. Auch hier wird eine Filterung notwendig sein.



**Abb. 2.6-15 Range-Rest-Fehler einer GPS-Positionslösung**

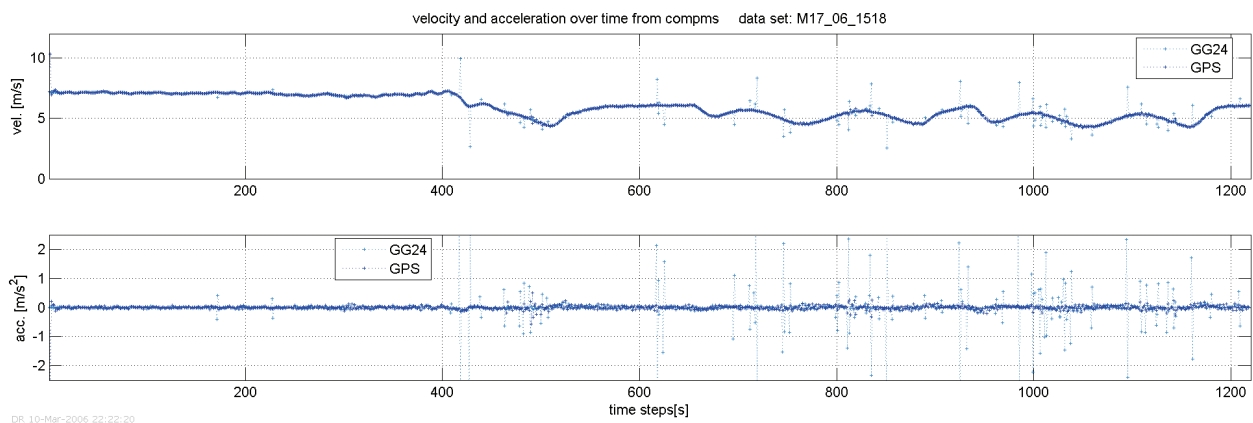
Die Werte der Abb. 2.6-13 bis Abb. 2.6-15 wurden ohne Filterung bzw. qualitativer Wertung erzeugt. Dieser Umstand führt zu einem relativ großen stochastischen Fehler auf den einzelnen Folgewerten (Uhrenfehler, Positionsdifferenz und Range-Rest-Fehler). Aus diesem Grund wurden noch keine Schlussfolgerungen zur Vorhersagefähigkeit der Folgewerte gezogen. Durch

die Benutzung der Trägerphasenglättung und der Gewichtungsmatrix ergeben sich andere Ergebnisse, welche ein genaueres Bild von den Folgewerten der Rangedifferenz zeichnen. Die Abb. 2.6-16 zeigt den mittelwertfreien Empfängeruhrenfehler der trägerphasengeglätteten GPS-Range-Differenzen und den bekannten Uhrenfehler des GG24 Empfängers.



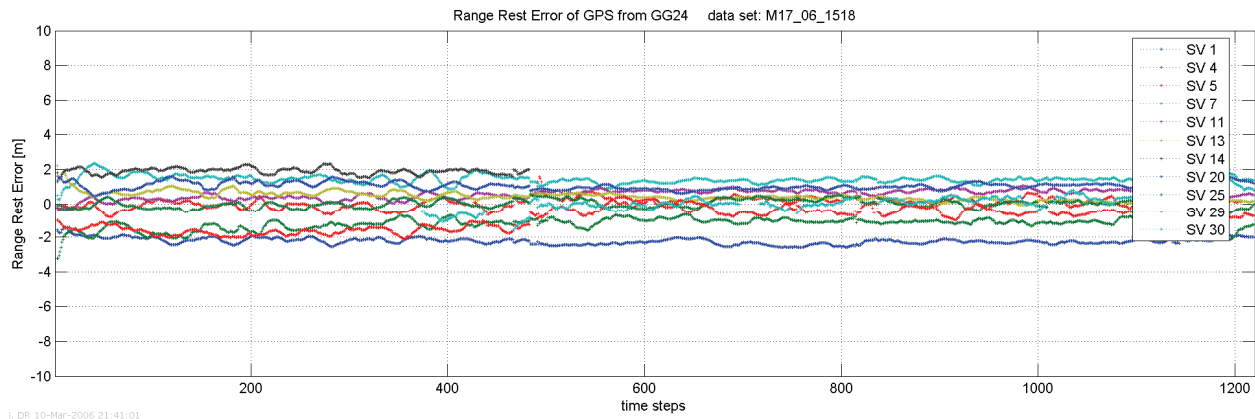
**Abb. 2.6-16 Empfängeruhrenfehler der GPS- und der GG24 Lösung**

Beim Vergleich mit der Abb. 2.6-13 wird in erster Linie der Filtereffekt deutlich. Allerdings sind immer noch Ereignisse im Verlauf des GPS Uhrenfehlers ersichtlich, welche auf die Satellitenanzahl zurückgeführt werden können. Bekanntermaßen unterliegen Uhrenfehler von temperaturstabilisierten Quarzuhren nicht derlei Schwankungen und erst recht nicht Schwankungen in Abhängigkeit von der Satellitenanzahl. Das Ziel, drastische Sprünge, wie diese bei der GG24 Lösung ersichtlich sind, aus dem Uhrenfehler zu eliminieren, scheint jedoch erreicht.



**Abb. 2.6-17 Positionsunterschiede GPS, GG24 und deren Differenzen zu einer PDGPS Lösung**

In der Abb. 2.6-17 werden wiederum die Beträge der Positionsunterschiede, im oberen Diagramm, und deren Differenzen, im unteren Diagramm, gezeigt. Hierbei entsteht der Eindruck, dass die GPS-Lösung, wegen der Spitzen der GG24 Positionsunterschiede, die genaueren Positionsunterschiede und damit die genauere Geschwindigkeitslösung liefert. Die Abb. 2.6-17 zeigt gerade im unteren Diagramm anhand der Geschwindigkeitsunterschiede, dass die GPS Geschwindigkeiten immer noch Ungenauigkeiten mit Sprüngen enthalten.



**Abb. 2.6-18 Range Rest-Fehler einer trägerphasengeglätteten GPS-Positionslösung**

Die in der Abb. 2.6-18 gezeigten Range-Rest-Fehler zeigen gegenüber der Abb. 2.6-15 kaum noch stochastische Fehler. Ein augenscheinlicher Effekt durch die Bewegung des Fahrzeuges ist nicht zu beobachten, daher kann der Range-Rest-Fehler als isoliert betrachtet werden. Lediglich der Wegfall bzw. das Hinzukommen von Standlinien hat noch einen Einfluss auf den Range-Rest-Fehler. Vergleiche dazu Abb. 2.6-16 mit Abb. 2.6-18 um den Zeitschritt 480.

Die Analyse der bisherigen Verfahrensweise zur Ortsbestimmung mit dem Differenzenverfahren hat gezeigt, dass eine Stützung der Range prinzipiell richtig ist. Lediglich führt der Umstand, dass der zur Stützung der Range gewählte Polynomansatz Vergangenheitswerte benutzt dazu, dass abrupte Geschwindigkeits- bzw. Richtungsänderungen nicht berücksichtigt werden können. Ein Einsatz des Vorhersageverfahrens auf anderen Seefahrzeugen ist daher im Vorfeld zu prüfen.

#### 2.6.4.2 Lösungsansatz

Natürlich wäre es wünschenswert, wenn der oben gezeigte Algorithmus von der Dynamik des Fahrzeuges unabhängig und damit allgemeingültig einsetzbar wäre. Zu diesem Zweck wird der nachstehende Range-Vorhersage-Algorithmus zur Voraussage von fehlenden Rangemessungen und damit der Range-Differenzen vorgeschlagen. Voraussetzung für die Vorhersage einer Rangedifferenz ist die Existenz einer Satellitenposition zum Zeitpunkt  $t$  und einer angenommenen Position, damit die theoretische Range und deren Richtungskosinuswerte (Gl. 2.6-12), bestimmt werden können. Dies setzt gültige Ephemeridendatensätze voraus.

$$\mathbf{a} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{r}_{x1}}{|\hat{\mathbf{r}}_1|} & \frac{\hat{r}_{y1}}{|\hat{\mathbf{r}}_1|} & \frac{\hat{r}_{z1}}{|\hat{\mathbf{r}}_1|} & 1 \end{bmatrix}$$

**Gl. 2.6-12**

Die Rangedifferenz setzt sich im Wesentlichen aus zwei systematischen Anteilen zusammen, welche berücksichtigt werden müssen. Die Anteile sind der Empfängeruhrenfehler und die Geschwindigkeitsanteile des Fahrzeuges. Darüber hinaus sind zufällige Fehler enthalten. Für die Berechnung der Rangedifferenz müssen diese Werte bekannt sein, so dass Gl. 2.6-13 erfüllt

werden kann.

$$\Delta r = \mathbf{a} \Delta \mathbf{p}$$

Gl. 2.6-13

Die Berechnung von  $\Delta \mathbf{p}$  (Gl. 2.4-2) kann auf sehr verschiedenen Wegen erfolgen. Der einfachste Weg ist die Berechnung von  $\Delta \mathbf{p}$  nach Gl. 2.4-1 ohne Einsatz der Vorhersage der zu berechnenden Rangedifferenz. Diese Verfahrensweise kostet jedoch zusätzliche Rechnerzeit und birgt beim Vorhandensein weniger Satelliten die Gefahr, dass der Uhrenfehler nicht korrekt bestimmt werden kann. Die angestrebte Vorhersage kann damit ausgeführt werden, ist aber nicht korrekt. Selbst unter Einbeziehung der Gewichtungsooperatoren ergibt sich der korrekte Uhrenfehler nicht von selbst, da die Standliniengeometrie in diesem Fall entscheidend für das Ergebnis ist. Es empfiehlt sich in dieser Situation den Uhrenfehler aufgrund von Vergangenheitswerten zu extrapolieren. Bei der Benutzung von wenigen GLONASS Satelliten ist diese Verfahrensweise sinnvoll.

Die Berechnung der Geschwindigkeiten lässt sich auch auf der Basis der Vergangenheitswerte ausführen. Besser wäre die Einbeziehung eines genauen unabhängigen Geschwindigkeits-Sensorwertes. Dabei ist zu beachten, dass hier die Geschwindigkeiten vom körperfesten Koordinatensystem in das ECEF Koordinatensystem umzuwandeln sind.

Zur Ermittlung der zu ersetzenden Range-Differenzen, müssen die Range-Differenzen oder deren Satellitennummern vom Zeitpunkt  $t-1$  (gültige Ephemeridendaten) vorhanden sein. Die Rangedifferenz vom Zeitpunkt  $t-1$  hat keinen Einfluss auf die Vorhersage.

### 2.6.4.3 Ergebnisse

Bei der Berechnung der Manöver mit dem Range Prediction Algorithmus wurde die in Kapitel 2.6.1 beschriebene Range Extrapolation nicht eingesetzt. Der Grund hierfür ist eine Überlagerung von verschiedenen Techniken, welche für sich genommen geringe Fehler beinhalten. Diese Fehler können sich einerseits auslöschen aber andererseits auch summieren. Im schlimmsten Fall entstehen Resonanzen, welche zu instabilen Zuständen führen.

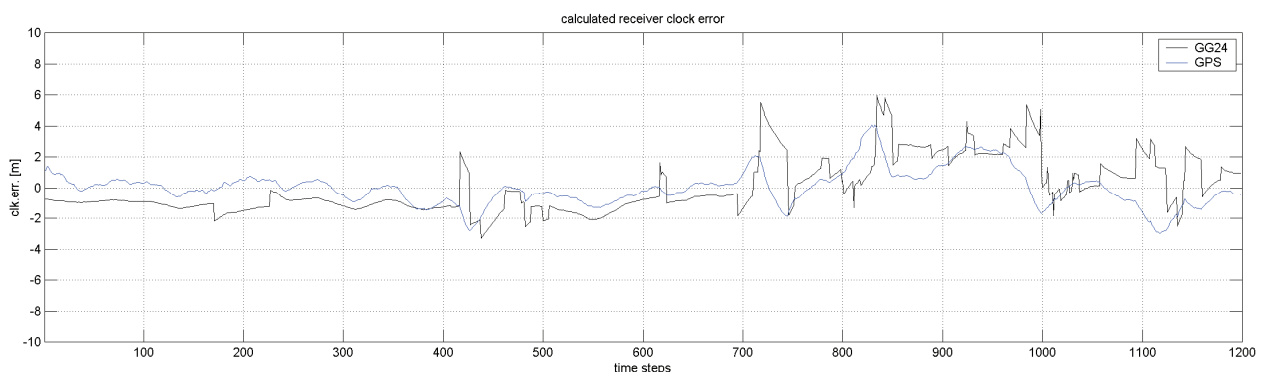
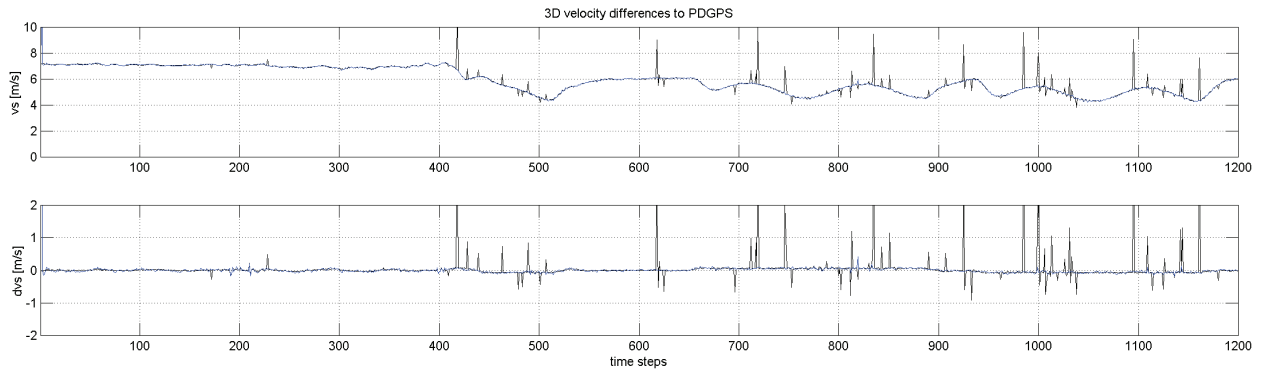


Abb. 2.6-19 Empfängeruhrenfehler der **GPS-Lösung mit Range Prediction** und der **GG24 Lösung**

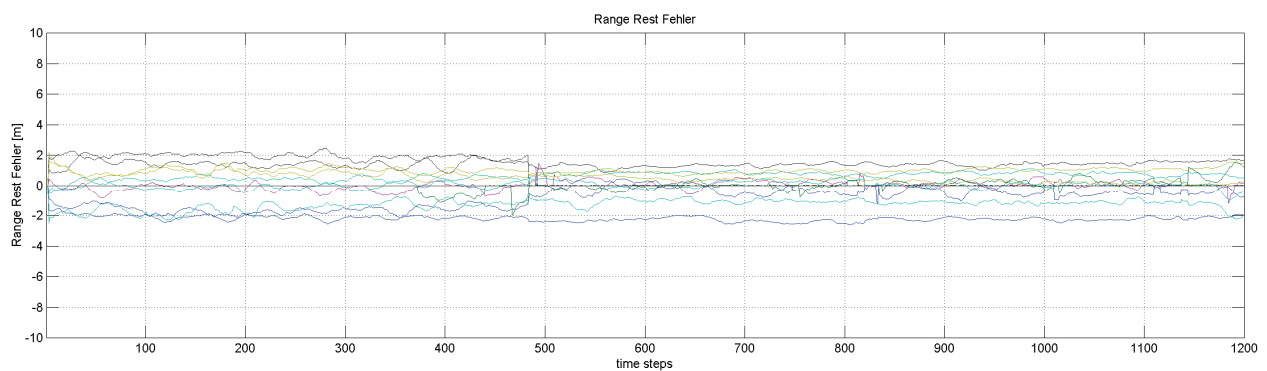


Die Abb. 2.6-19 zeigt den mittelwertfreien Empfängeruhrenfehler der trägerphasengeglätteten GPS-Range-Differenzen mit Range Prediction bzw. der GG24 Empfängerlösung. Beim Vergleich mit der Abb. 2.6-16 fällt auf, dass eine bessere Filterung ermöglicht wird (z.B. um Sekunde 500) und somit keinerlei drastische Sprünge im Uhrenfehler enthalten sind.



**Abb. 2.6-20** Positionsdifferenzen von GPS mit Range Prediction, GG24 und deren Differenzen zur PDGPS Lösung

In der Abb. 2.6-20 werden die dreidimensionalen Positionsdifferenzen, im oberen Diagramm, und deren Differenzen zu einer Geschwindigkeitslösung aus PDGPS Positionen, im unteren Diagramm, gezeigt. Beim Vergleich mit Abb. 2.6-17 wird deutlich, dass die Geschwindigkeitslösung noch verbessert wurde und folglich auch die Geschwindigkeitsdifferenzen zur PDGPS Lösung verbessert werden. Diese Abbildung zeigt auch, dass die GPS Geschwindigkeiten kaum Sprünge gegenüber der PDGPS Lösung aufweist.



**Abb. 2.6-21** Range Restfehler einer trägerphasengeglätteten GPS-Positionslösung

Die in der Abb. 2.6-21 gezeigten Range Restfehler zeigen gegenüber der Abb. 2.6-18 weniger stochastische Fehler. Ein Effekt durch die Bewegung des Fahrzeuges ist nicht zu beobachten, was bedeutet, dass die Geschwindigkeit gut nachgebildet wurde. Der Verlauf der einzelnen Range Restfehler ist wesentlich konstanter, so dass auch die systematischen Fehler zu einem großen Teil beseitigt wurden. Problemstellen gibt es nur, wenn ein neuer Satellit in die Berechnung aufgenommen wird und natürlich wenn ein Satellit den Messraum verlässt, z.B. wenn er nicht mehr sichtbar ist.



#### 2.6.4.4 Zusammenfassung

In Simulationsläufen wurde der Range Prediction Algorithmus ausführlich getestet und eine Reihe positiver Ergebnisse erzielt. Mit Hilfe des Algorithmus lassen sich Signalausfälle einzelner Satelliten sehr gut ausgleichen. Die überbrückten Zeitrahmen konnten bei ausreichender Messdatendichte bis auf 60 Sekunden ausgedehnt werden. Damit ergibt sich eine verbesserte Standliniengeometrie und somit auch eine konstantere Positionslösung. Jedoch ist darauf zu achten, dass die Anzahl der gemessenen Standlinien nicht kleiner als vier wird. Unter der Voraussetzung einer guten Geometrie dieser vier Standlinien, wird der Uhrenfehler annähernd richtig berechnet und damit ist der Range Prediction Algorithmus erfolgreich. Je schlechter dieser Uhrenfehler berechnet wird, desto schlechter sind auch die Ergebnisse der Vorhersage. An dieser Stelle sind weitere Untersuchungen zur Schätzung des Uhrenfehlers notwendig, welche jedoch den Rahmen dieser Arbeit überschreiten würden. Zudem sind miniaturisierte Atomuhren bei NIST ([www.nist.gov](http://www.nist.gov)) für GPS-Empfänger und mobile Endgeräte bereits in der Entwicklung.

#### 2.6.5 Kalman-Filter

Der Ansatz eines Kalman-Filters auf der Basis der Differenzen der Pseudorange-Messungen in der Satellitennavigation wird unter anderen in [5] beschrieben. Es handelt sich hierbei um einen diskreten Kalman-Filter, unter der Annahme des „Random Walk“ (RW) Prinzips, dass alle Bewegungen nichtstationäre seien. Der Kalman-Filter setzt hier nachstehende Eigenschaften der zu filternden Rangerestanteile (Rangeresiduen) des Satellitensignals voraus.

1. die Rangeresiduen sind mit weißem Rauschen behaftet
2. die Rangeresiduen sind von allen systematischen Fehlern befreit
3. das Bewegungsverhalten eines Objektes sei gleichförmig und wenig beschleunigt
4. die Anzahl und die Zuordnung zu den Satelliten ist konstant
5. die Zeitachse ist äquidistant unterteilt

Zur Beschreibung des diskreten Kalman-Filters muss zunächst einmal eine Beschreibung der Bewegungsgleichung im Zustandsraum mit

$$\mathbf{x}_k = \Phi_k \mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{w}_k$$

**Gl. 2.6-14**

erfolgen, wobei hier  $\mathbf{x}_k$  den Zustandsvektor (z.B. Wegstrecke, Geschwindigkeit usw.),  $\Phi_k$  die Transitionsmatrix und  $\mathbf{w}_k$  das Prozessrauschen als normalverteiltes Rauschen beschreibt. Die Beobachtungsgleichung oder auch Messgleichung

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k$$

Gl. 2.6-15

beschreibt den Zusammenhang zwischen Zustand und Messung. Dabei ist  $\mathbf{z}_k$  der Messvektor und  $\mathbf{H}_k$  die Übertragungsmatrix, auch bekannt als Designmatrix. Der Vektor  $\mathbf{v}_k$  beschreibt den Messfehler. Für die mathematische Beschreibung der Inhalte von  $\mathbf{w}_k$  und  $\mathbf{v}_k$  gelten nachstehende Annahmen. Wobei sich für den Erwartungswert  $E$

$$E[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_i^T] = \begin{cases} \mathbf{Q}_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases}$$

Gl. 2.6-16

$$E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_i^T] = \begin{cases} \mathbf{R}_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases}$$

Gl. 2.6-17

$$E[\mathbf{w}_k \mathbf{v}_i^T] = 0 \text{ für alle } k \text{ und } i$$

Gl. 2.6-18

Die Matrizen  $\mathbf{Q}_k$  und  $\mathbf{R}_k$  sind die Kovarianzmatrizen des Prozessrauschens beziehungsweise des Messrauschens. Je nach der Anzahl der Zustände müssen für die Matrix  $\mathbf{Q}_k$  die Übertragungsglieder der einzelnen Varianzen bestimmt werden.

### 2.6.5.1 8 State RW Kalman-Filter

Beim 8 State Kalman-Filter wird ein PV-Bewegungsmodell (**P**osition and **V**elocity) unter Annahme eines RW-Prozesses zu Grunde gelegt. Dabei werden die Erwartungswerte in der Matrix  $\mathbf{Q}_k$  durch

$$E[x_i^2(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} u^2 S_p \delta(u-v) du dv = \frac{S_p \Delta t^3}{3},$$

Gl. 2.6-19

$$E[x_{i+1}^2(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} 1 \cdot 1 \cdot S_p \cdot \delta(u-v) du dv = S_p \Delta t$$

und

Gl. 2.6-20

$$E[x_i(t) x_{i+1}(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} 1 \cdot u \cdot S_p \delta(u-v) du dv = \frac{S_p \Delta t^2}{2}$$

Gl. 2.6-21

berechnet [14]. Die Matrix  $\mathbf{Q}_k$  ergibt sich dann zu

$$\mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} S_p \frac{\Delta t^3}{3} & S_p \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ S_p \frac{\Delta t^2}{2} & S_p \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{S_p \Delta t^3}{3} & S_p \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & S_p \frac{\Delta t^2}{2} & S_p \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{S_p \Delta t^3}{3} & S_p \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_p \frac{\Delta t^2}{2} & S_p \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_f \Delta t + S_g \frac{\Delta t^3}{2} & S_g \frac{\Delta t^2}{2} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_g \frac{\Delta t^2}{2} & S_g \Delta t \end{bmatrix}.$$

**Gl. 2.6-22**

Die Konstante  $S_p$  in der Matrix  $\mathbf{Q}_k$  steht für einen konstanten Wert der spektralen Dichtefunktion, weil davon ausgegangen wird, dass beide Prozesse den gleichen Dichtefunktionen unterliegen. Beim 8 State Kalman-Filter ist dieser in der Regel 1. Bei den Werten  $S_g$  und  $S_f$  handelt es sich ebenfalls um Konstanten für die Dichtefunktion des Rauschens der Empfängeruhr. Die Werte  $S_f$  und  $S_g$  sind die konstanten und linearen Anteile der Spektraldichte des Uhrenfehlers. Die Ansätze für alle drei Werte sind in [5] beschrieben.

Die Matrix  $\mathbf{R}_k$  (Gl. 2.6-23) basiert auf den Varianzen für die Position und die Geschwindigkeit sowie den Varianzen für das Uhrenfehlermodell in  $R_{clk1}$  und  $R_{clk0}$  [5].

$$\mathbf{R}_k = \begin{bmatrix} R_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R_v & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & R_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R_v & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & R_p & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & R_v & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & R_{clk1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & R_{clk0} \end{bmatrix}$$

**Gl. 2.6-23**

Das Funktionsschema für den diskreten Kalman-Filter wird in der Abb. 2.6-22 gezeigt. Diese alternative Form minimiert den Berechnungsaufwand gegenüber der klassischen Form [5]. Zudem kann die Fehlerkovarianzmatrix  $\mathbf{P}_k$  ohne die Verstärkung  $\mathbf{K}_k$  berechnet werden.

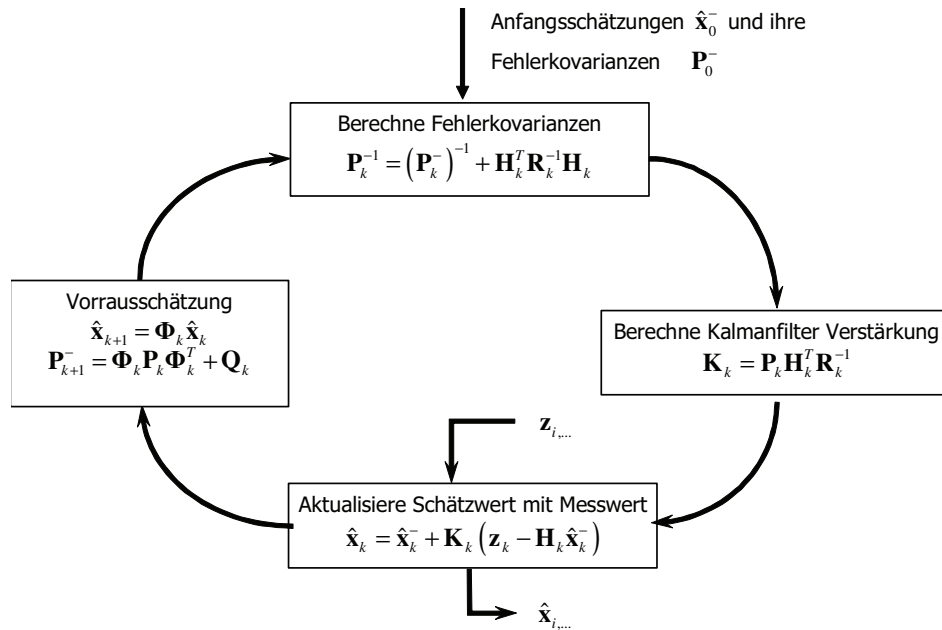


Abb. 2.6-22 Zyklus für alternativen diskreten Kalman-Filter

Die Übertragungsmatrix

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \frac{x_1}{r_1} & 0 & \frac{y_1}{r_1} & 0 & \frac{z_1}{r_1} & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_n}{r_n} & 0 & \frac{y_n}{r_n} & 0 & \frac{z_n}{r_n} & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

Gl. 2.6-24

beinhaltet neben den drei Anteilen der Range, mit

$$\mathbf{r}_i = [x_i \quad y_i \quad z_i] \quad i = \{1, \dots, n\}$$

Gl. 2.6-25

auch den Betrag der Range  $r_i$  von allen gemessenen Satelliten zur angenommenen Position.

Die Initialisierungen für  $\mathbf{P}_0^-$  und  $\hat{\mathbf{x}}_0^-$  ist für die Initialisierung wichtig, damit die Einschwingzeit des Kalman-Filters reduziert werden kann. In der Literatur gibt es keine konkreten Aussagen darüber, weil die meisten Wertangaben unter dem Einfluss von S/A ermittelt wurden. Diese künstliche Verschlechterung der Messwerte gibt es seit Mai 2000 nicht mehr, so dass die Werte nur bedingt brauchbar sind. Eine Analyse der eher wahrscheinlichen Werte ist nicht ohne einen höheren zeitlichen und technischen Aufwand zu realisieren. Aus diesem Grund werden für

$$\mathbf{P}_0^- = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 30 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 100 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 30 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 100 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 30 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 100 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 10 \end{bmatrix}$$

Gl. 2.6-26

auch hier nur annähernde Werte für die Varianzen genannt. In der Abb. 2.6-23 wird ein Beispiel für eine 8 State RW Kalman-Filterung gezeigt, wobei typisch der Einschwingvorgang des Kalman-Filters im Bereich von 1 bis 200 zu sehen ist. Durch die Wahl geeigneter Startparameter lässt sich dieser Vorgang beschleunigen. In der Abbildung werden die Positionsabweichungen von GPS und GPS/GLONASS gezeigt. Eine Lösung mit GLONASS allein war nicht möglich.

### 2.6.5.2 11 State GM Kalman-Filter

Im Projekt INIS II [19] wurden verschiedene Varianten des 11 State Kalman-Filters untersucht, welche zur Grundlage das PVA-Bewegungsmodell (**P**osition, **V**elocity & **A**cceleration) hatten. Die Benutzung des klassischen 11 State RW-Kalman-Filters erschien nicht mehr ratsam, weil die Drifteigenschaften des Filters unter dem Eindruck der höheren Rauschanteile und der Zweifachintegration zu schlechteren Ergebnissen führten. Aus diesem Grund kam der Gauß-Markov (GM) Kalman-Filter zum Einsatz.

Die Erwartungswerte für diesen 11 State Kalman-Filter sind demnach:

$$E[x_i^2(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \left( u - T \left( 1 - e^{-\frac{u}{T}} \right) \right) \left( v - T \left( 1 - e^{-\frac{v}{T}} \right) \right) S_p \delta(u-v) du dv, \quad \text{Gl. 2.6-27}$$

$$E[x_i(t)x_{i+1}(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \left( u - T \left( 1 - e^{-\frac{u}{T}} \right) \right) \left( 1 - e^{-\frac{v}{T}} \right) S_p \delta(u-v) du dv, \quad \text{Gl. 2.6-28}$$

$$E[x_i(t)x_{i+2}(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \left( u - T \left( 1 - e^{-\frac{u}{T}} \right) \right) \frac{1}{T} e^{-\frac{v}{T}} S_p \delta(u-v) du dv, \quad \text{Gl. 2.6-29}$$

$$E[x_{i+1}^2(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \left( 1 - e^{-\frac{u}{T}} \right) \left( 1 - e^{-\frac{v}{T}} \right) S_p \delta(u-v) du dv, \quad \text{Gl. 2.6-30}$$

$$E[x_{i+1}(t)x_{i+2}(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \left( 1 - e^{-\frac{u}{T}} \right) \frac{1}{T} e^{-\frac{v}{T}} S_p \delta(u-v) du dv \quad \text{und} \quad \text{Gl. 2.6-31}$$

$$E[x_{i+2}^2(t)] = \int_0^{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \frac{1}{T^2} e^{-\frac{u}{T}} e^{-\frac{v}{T}} S_p \delta(u-v) du dv. \quad \text{Gl. 2.6-32}$$

Gegenüber dem 8 State Kalman-Filter änderten sich nun die Berechnungsmatrizen  $\mathbf{Q}_k$ ,  $\mathbf{H}_k$  und  $\mathbf{\Phi}_k$ . Ebenso müssen die Initialisierungsvektoren und Matrizen angepasst werden.

Die Matrix  $\mathbf{Q}_k$  ergibt sich dann zu

$$\mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} q_{1,1} & q_{1,2} & q_{1,3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ q_{2,1} & q_{2,2} & q_{2,3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ q_{3,1} & q_{3,2} & q_{3,3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_{4,4} & q_{4,5} & q_{4,6} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_{5,4} & q_{5,5} & q_{5,6} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_{6,4} & q_{6,5} & q_{6,6} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & q_{7,7} & q_{7,8} & q_{7,9} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & q_{8,7} & q_{8,8} & q_{8,9} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & q_{9,7} & q_{9,8} & q_{9,9} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & q_{10,10} & q_{10,11} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & q_{11,10} & q_{11,11} \end{bmatrix},$$

**Gl. 2.6-33**

wobei die kleinen Buchstaben  $q_{x,x}$  Platzhalter in der Matrix  $\mathbf{Q}_k$  für die Gleichungen sind, welche sich durch die Lösung der zweifach Integrale der Erwartungswerte ergeben.

Dabei wiederholt sich der Block  $\begin{matrix} q_{1,1} & q_{1,2} & q_{1,3} \\ q_{2,1} & q_{2,2} & q_{2,3} \\ q_{3,1} & q_{3,2} & q_{3,3} \end{matrix}$  mit dem Inhalt

$$\begin{aligned} q_{1,1} &= \left\{ \frac{\Delta t^3}{3} - \Delta t^2 T + \Delta t \left( T^2 - 2e^{-\frac{\Delta t}{T}} \right) + \frac{T^3}{2} \left( 1 - e^{-\frac{2\Delta t}{T}} \right) \right\} S_p & q_{1,3} = q_{3,1} &= \left\{ -\Delta t e^{-\frac{\Delta t}{T}} + \frac{T}{2} \left( 1 - e^{-\frac{2\Delta t}{T}} \right) \right\} S_p \\ q_{1,2} = q_{2,1} &= \left\{ \frac{\Delta t^2}{2} - \Delta t^2 2T + T^2 \left( 3e^{-\frac{\Delta t}{T}} - \frac{1}{2} e^{-\frac{2\Delta t}{T}} + \frac{5}{2} \right) \right\} S_p & q_{2,3} = q_{3,2} &= \left\{ -e^{-\frac{\Delta t}{T}} + \frac{1}{2} \left( 1 - e^{-\frac{2\Delta t}{T}} \right) + \frac{1}{2} \right\} S_p \\ q_{2,2} &= \left\{ \Delta t + 2T e^{-\frac{\Delta t}{T}} - \frac{T}{2} e^{-\frac{2\Delta t}{T}} - \frac{3}{2} T \right\} S_p & q_{3,3} &= \left\{ \frac{1}{2T} \left( -e^{-\frac{2\Delta t}{T}} \right) + 1 \right\} S_p \end{aligned}$$

**Gl. 2.6-34**

in den beiden darunter liegenden 3x3 Blöcken (Gl. 2.6-33) noch zweimal.

Der Block  $\begin{matrix} q_{10,10} & q_{10,11} \\ q_{11,10} & q_{11,11} \end{matrix}$  ist identisch mit dem Block  $\begin{matrix} q_{7,7} & q_{7,8} \\ q_{8,7} & q_{8,8} \end{matrix}$  aus dem 8 State RW Kalman-Filter,

weil das Hinzufügen weiterer Zustände für das Behandeln des Uhrenfehlers nicht sinnvoll ist.

Die Bestückung der Übertragungsmatrix  $\mathbf{H}_k$ , mit

$$\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \frac{x_1}{r_1} & \frac{\Delta x_1}{\Delta r_1} & 0 & \frac{y_1}{r_1} & \frac{\Delta y_1}{\Delta r_1} & 0 & \frac{z_1}{r_1} & \frac{\Delta z_1}{\Delta r_1} & 0 & 1 & 0 \\ \frac{x_2}{r_2} & \frac{\Delta x_2}{\Delta r_2} & 0 & \frac{y_2}{r_2} & \frac{\Delta y_2}{\Delta r_2} & 0 & \frac{z_2}{r_2} & \frac{\Delta z_2}{\Delta r_2} & 0 & 1 & 0 \\ \frac{x_3}{r_3} & \frac{\Delta x_3}{\Delta r_3} & 0 & \frac{y_3}{r_3} & \frac{\Delta y_3}{\Delta r_3} & 0 & \frac{z_3}{r_3} & \frac{\Delta z_3}{\Delta r_3} & 0 & 1 & 0 \\ \frac{x_4}{r_4} & \frac{\Delta x_4}{\Delta r_4} & 0 & \frac{y_4}{r_4} & \frac{\Delta y_4}{\Delta r_4} & 0 & \frac{z_4}{r_4} & \frac{\Delta z_4}{\Delta r_4} & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_n}{r_n} & \frac{\Delta x_n}{\Delta r_n} & 0 & \frac{y_n}{r_n} & \frac{\Delta y_n}{\Delta r_n} & 0 & \frac{z_n}{r_n} & \frac{\Delta z_n}{\Delta r_n} & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

**Gl. 2.6-35**

war schwieriger als zunächst angenommen. Die Spalten 1, 4 und 7 beinhalten die Richtungskosinusanteile der Satelliten  $\{i=1,\dots,n\}$ , mit  $r_i = |\mathbf{r}_i|$  als Betrag des Vektors aus Gl. 2.6-25.

Wegen der Lösung des Gleichungssystems müssen mehr als 3 Satelliten benutzt werden. Das Problem besteht in der Bereitstellung der Spalteninhalte 2, 5 und 8. Hier sind die Änderungen der Richtungskosinusanteile einzutragen. Für die X-Komponente ergibt sich dann für alle

$$\frac{\Delta x_i}{\Delta r_i}(t) = \frac{x_i}{r_i}(t) - \frac{x_i}{r_i}(t-1). \text{ Das bedeutet einen rechentechnischen Mehraufwand, wobei gültige}$$

und nicht gültige Satelliten aus zwei aufeinander folgenden Epochen berücksichtigt werden müssen. Diese Verfahrensweise führt in aller Regel zur Reduktion der Standlinienanzahl.

Die Transitionmatrix  $\Phi_k$ , ergibt sich zu

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & \frac{\Delta t^2}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

**Gl. 2.6-36**

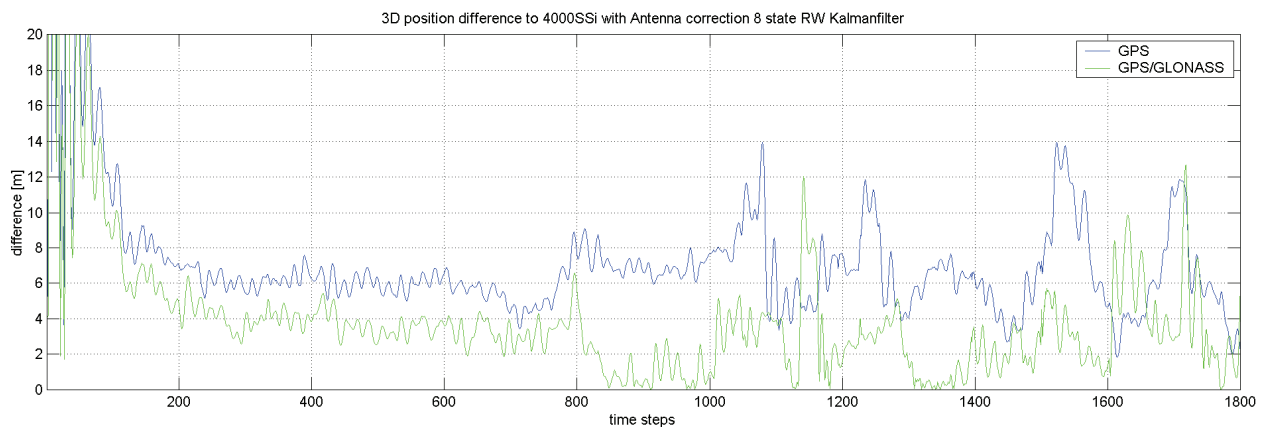


Die Matrix  $\mathbf{R}_k$  beinhaltet auf der Hauptdiagonale die Varianzen der Messung, welche in der Regel für alle Pseudorange-Messungen gleich angenommen werden könnte. Leider trifft diese Annahme in der Realität nicht zu. Deshalb sollte die Möglichkeit genutzt werden, hier direkt die exakt berechneten Varianzen einzutragen. Diese Vorgehensweise ist effizienter, aber rechnerisch anspruchsvoller.

Der Wert für  $T$  und  $S_p$  wurde zunächst aus dem 8 State RW Kalman-Filter übernommen und später für den jeweiligen Einsatzzweck experimentell ermittelt. Größere Schwierigkeiten bereitete die Ermittlung der Startparameter in der  $\mathbf{P}_0$  Matrix. Hier wurden als letzte Schätzwerte für die Position die Varianzwerte 10000, für die Geschwindigkeiten der Varianzwert 50 und für die Rauschanteile auf der Beschleunigungsebene der Startwert 10 als Varianzwert angenommen. Die Startwerte für die Fehlerschätzung der Empfängeruhr wurde vom 8 State RW Kalman-Filter entlehnt. Die Festlegung dieser Werte ist experimentell durch Beobachtung der Eigenwerte der Kovarianzmatrix  $\mathbf{P}_k$  ermittelt worden.

### 2.6.5.3 Ergebnisse der Kalman-Filterung

In der Abb. 2.6-23 werden Positionsdifferenzen einer 8 State RW Kalman-Filter-Lösung, basierend auf GPS- bzw. GPS/GLONASS- Standlinien, zu einer Referenzlösung dargestellt.

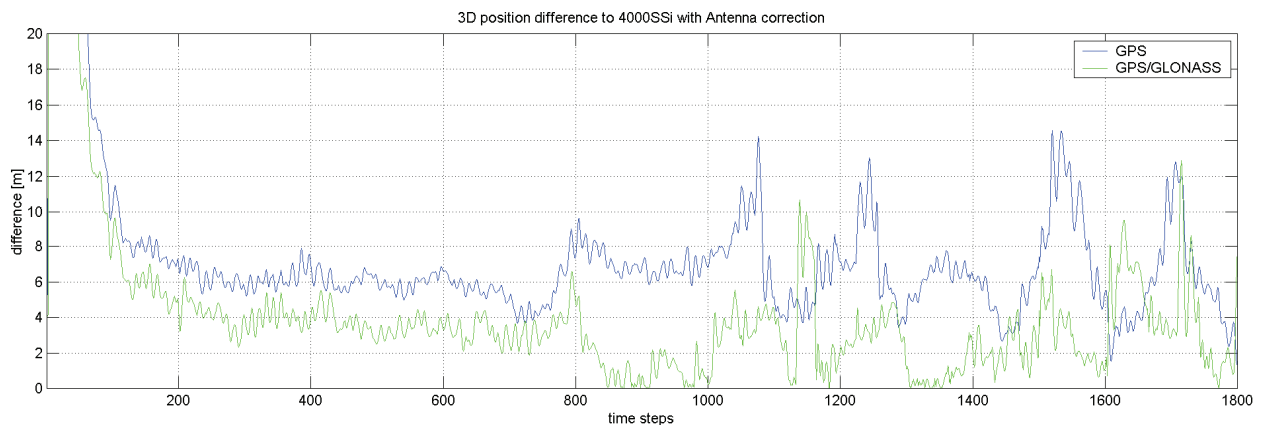


**Abb. 2.6-23 3D Positionsdifferenzen 8 State RW Kalman-Filter (GPS, GPS/GLONASS)**

Natürlich ist ein solcher Kalman-Filter robust und stabil, solange keine neuen systematischen Fehlereinträge auftreten. Das Hinzufügen von neuen Standlinien bzw. das Entfernen von ungültigen Standlinien, bewirkt abrupte Änderungen (systematische Fehler), welche sich auch durch die Lösung des gewichteten Gleichungsansatzes nicht beseitigen lassen. Leider verändern die Einträge auch die Zustände derart, dass der RW Kalman-Filter in der Satellitennavigation nicht kritiklos einsetzbar ist. Zur Verbesserung der Anpassungsfähigkeit des Kalman-Filters an die Zustandsänderungen können verschiedene Techniken eingesetzt werden. Eine verbreitete

Lösung ist das Hinzufügen weiterer Zustände zur besseren Prozessbeschreibung. Die Filterung findet dann auf der nächsten Differentiationsstufe in der Hoffnung statt, dass jetzt der Anteil an systematischen Fehlern weitaus geringer ist. Natürlich bringt jede Differentiationsstufe einen größeren Eintrag an stochastischen Fehlern, so dass die Varianzen des Mess- bzw. Prozessrauschens neu geschätzt werden müssen.

In der Abb. 2.6-24 werden die Positionsabweichungen einer GPS bzw. GPS/GLONASS Kalman-Filterlösung zur Referenzlösung gezeigt. Im Vergleich zur 8 State Kalman-Filterlösung besitzt die 11 State Kalman-Filterlösung ein beruhigtes Einschwingverhalten. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass dieser Filter passender auf systematische Störungen reagiert.



**Abb. 2.6-24 3D Positionsabweichungen 11 State GM Kalman-Filter (GPS, GPS/GLONASS)**

### 3 Spezifik der Positionsbestimmung mit GPS und GLONASS

Für die militärischen und auch für die zivilen Nutzer eines Satellitennavigationssystems war spätestens nach der Entwicklung von DGPS recht schnell klar, dass ein Satellitennavigationssystem allein nicht in der Lage sein würde die weit reichenden Bedürfnisse der Nutzer zu tragen. Bei der Analyse der Qualität von Positionsbestimmungen mit der Satellitennavigation, fällt z.B. auf, dass die geometrische Lage der Standlinien zueinander maßgeblich zur Positionsgenauigkeit beiträgt. Leider kann weder GPS, noch GLONASS für sich in Anspruch nehmen, jederzeit eine hinreichend gute geometrische Lage der Satelliten im Raum zu erzeugen [21]. Bei der Nutzung von beiden SatNav-Systemen würde sich die Anzahl der Standlinien erhöhen. Unter der Annahme, dass damit eine bessere räumliche Verteilung stattfinden würde, bestünde die Aussicht auf eine genauere Positionsbestimmung. Auch aus mathematischer Sicht wäre die Benutzung eines überbestimmten Gleichungssystems hilfreich, um z.B. unter der Verwendung von Gewichtsoperatoren die Positionsgenauigkeit zu verbessern. Darüber hinaus sind Verfahren denkbar, welche ungenauere Standlinien (z.B. aufgrund von Mehrwegeeffekten) erkennen könnten. Eine Berechnung mit verschiedenen Szenarien wäre möglich, in welchen jeweils eine Standlinie aus dem Gleichungsansatz entfernt würde. Anhand eines geschätzten Positionsfehlers oder einer willkürlichen Schranke könnte die Konstellation erkannt werden, welche den kleinsten Fehler erzeugt. Damit wäre es möglich, systematische Fehlereinträge, wie diese bei Mehrwegeeffekten auftreten, eher zu erkennen.

#### 3.1 Überblick

Sollen die genannten Satellitennavigationssysteme GPS und GLONASS in einem Lösungsansatz verwendet werden, muss, wie bei jeder Datenfusion zweier unabhängiger Sensoren bzw. Sensorssystemen, zunächst nach den Unterschieden gesucht werden. Diese Eigenschaften können dazu beitragen, dass systematische Fehler die Datenfusion behindern bzw. unmöglich machen. In diesem Zusammenhang soll darauf hingewiesen werden, dass die beiden SatNav-Systeme sich nicht tatsächlich gegenseitig ergänzen, wie man es bspw. von so genannten komplementären Navigationssystemen erwarten würde. Das Messprinzip von GPS und GLONASS bleibt physikalisch gesehen dasselbe. Lediglich die spezielle Art und Weise ist verschieden.

Die erläuterten Algorithmen im Kapitel 2 gelten demnach ganz oder teilweise für die Satellitennavigationssysteme NAVSTAR GPS und GLONASS gemeinsam. Darüber hinaus sind diese auch für zukünftige Positionsbestimmungssysteme anwendbar, welche auf Satelliten als Bezugssender setzen (wie z.B. GALILEO).

Sowohl GLONASS als auch gerade GPS sind technische Systeme, welche sich, angetrieben von den Erfordernissen ihrer Nutzer, ständig weiter entwickeln. Aus diesem Grund widerspiegelt die nachstehende Tab. 3.1-1, den Stand der Technik zum Zeitpunkt der Datenaufzeichnung für die vorliegenden Untersuchung im Jahr 2001.

<b>Eigenschaft</b>	<b>GPS</b>	<b>GLONASS</b>
Zeitbasis	GPS Time	Moskauer Zeit
Bahnen	6 Orbitalbahnen, nicht polumlauend	3 Orbitalbahnen, polumlauend
Frequenzen	2 Trägerfrequenzen	2 Trägerfrequenzen & Unterscheidungsfrequenzen
Referenzsysteme	WGS84	PZ90
Ephemeridendaten	Parameter der Keplerbahn	Parameter für Taylorreihen

**Tab. 3.1-1 Unterschiede im Systemaufbau von GPS und GLONASS**

Die in der Tab. 3.1-1 gezeigten Unterschiede produzieren bei der unsachgemäßer Benutzung von GPS- und GLONASS-Standlinien in einem Lösungsansatz unerwünschte systematische Fehlereinträge. Eine Berücksichtigung ist damit im Vorfeld der Positionsberechnung dringend erforderlich, damit die Voraussetzungen zur Lösung des aufgezeigten Gleichungsansatzes gegeben sind.

### 3.2 Zeitbasis

Die unterschiedliche Zeitbasis beider SatNav-Systeme spielt eine Rolle bei der Bestimmung des Empfängeruhrenfehlers. Beide Systemzeiten können auf UTC (Universal Time Coordinated) bezogen werden. Bei GPS wurden Schaltsekunden eingeführt, damit die GPS-Zeit auf ganze Sekunden bezogen werden kann. Im Juni 2001 lag die Differenz zu UTC bei 13 [s]. Die Systemzeit von GLONASS hat, neben dem offensichtlichen konstanten Fehler von 3 Stunden Differenz zwischen UTC und Moskauer-Zeit, noch einen weiteren Fehler von -28.6 [μs] (März 1997) [27]. Allerdings variiert dieser Fehler und ist keine Konstante. Im Juni 2001 war der Fehler um ca. 0.4 [μs] kleiner. Bei der Geschwindigkeit des Signals entspricht dies in etwa einer Rangedifferenz von 120 [m]. Für die Bestimmung des Uhrenfehlers wäre also die Zeitdifferenz von 2 [h] 59 [min] 46.9999718 [s] zwischen GPS- und GLONASS-Systemzeit zu beachten.

Unangenehm ist jedoch der Umstand, dass die GLONASS-Systemzeit in Bezug zur GPS-Zeit variiert. Die Schätzung des Empfängeruhrenfehlers und damit auch die Bestimmung der gemeinsamen Position aus beiden SatNav-Systemen können daher erst nach der Bestimmung der exakten Zeitdifferenz zwischen den Systemzeiten erfolgen. Für diesen Zweck bieten sich die Range-Differenzen  $\Delta r$  aus Gl. 2.4-4 an. Der Uhrenfehler ist in allen Range-Differenzen als Konstante zum Berechnungszeitpunkt enthalten. Der Mittelwert aus den Range-Differenzen ist

daher der gesuchte Uhrenfehler. Bei separater Bestimmung des Uhrenfehlers aus den Rangdifferenzen von GPS und von GLONASS, kann die Positionsbestimmung mit Hilfe der uhrenfehlerbefreiten Range-Differenzen ausgeführt werden. Nachteilig bei dieser Methode ist der Umstand, dass Mittelwerte nur aus mehreren Range-Differenzen eines SatNav-Systems errechnet werden können. Daher ist es ratsam, eine Beobachtung des Uhrenfehlers, sowohl bei GLONASS als auch bei GPS einzuführen. Beim Vorhandensein nur weniger Standlinien (z.B. bei Abschattungen) kann dann, wegen der wahrscheinlich ungenaueren Schätzung, der Uhrenfehler aus der vorangegangenen Epoche benutzt werden.

### **3.3 Ephemeridendaten**

Der Algorithmus zur Berechnung des Keplerbahnabschnittes eines GPS-Satelliten kann dem ICD 200 [9] entnommen und nahezu ohne Schwierigkeiten implementiert werden. Dagegen gestaltet sich die Benutzung der Ephemeridendaten eines GLONASS-Satelliten als nicht so einfach. Einerseits stand das Dokument GLONASS-ICD [26] mit Beginn der Arbeiten im INIS II Projekt 1998 noch nicht zur Verfügung und andererseits gab es noch keine bestätigten Dokumente nach denen man hätte vorgehen können. Zudem bestehen die Ephemeridendaten bei GLONASS nicht aus den klassischen Keplerbahndaten, sondern aus Positionskoordinaten und deren Ableitungen, als Geschwindigkeits- und Beschleunigungsanteilen zu einem definierten Zeitpunkt. Zu diesem Thema wurden zwei Diplomarbeiten [24], [25] an der Universität Rostock unter der Betreuung des Autors ausgeführt. Das Ergebnis dieser Arbeiten war ein adaptiertes und hinreichend geprüftes Runge-Kutta Verfahren, welches im Projekt INIS II und damit auch im Rahmen der Arbeit zur Anwendung kam.

### **3.4 Koordinatensysteme**

Neben der Zeitbasis, spielt das Koordinatensystem eine wichtige Rolle bei der Positionsbestimmung der Satelliten. Im Fall der GLONASS-Satelliten ist das PZ90 und beim GPS-System ist es das WGS84. Bei einer gemeinsamen Positionslösung muss die gemeinsame Ausgangsposition in beide Koordinatensysteme transformiert werden, damit die Range-Differenzen im jeweiligen Koordinatensystem korrekt ermittelt werden können. Zu diesem Zweck wurden drei verschiedene Transformationsparametersätze aus unterschiedlichen Quellen getestet [19]. Im Ergebnis wurden letztendlich die Parametersätze von MISRA benutzt [24].

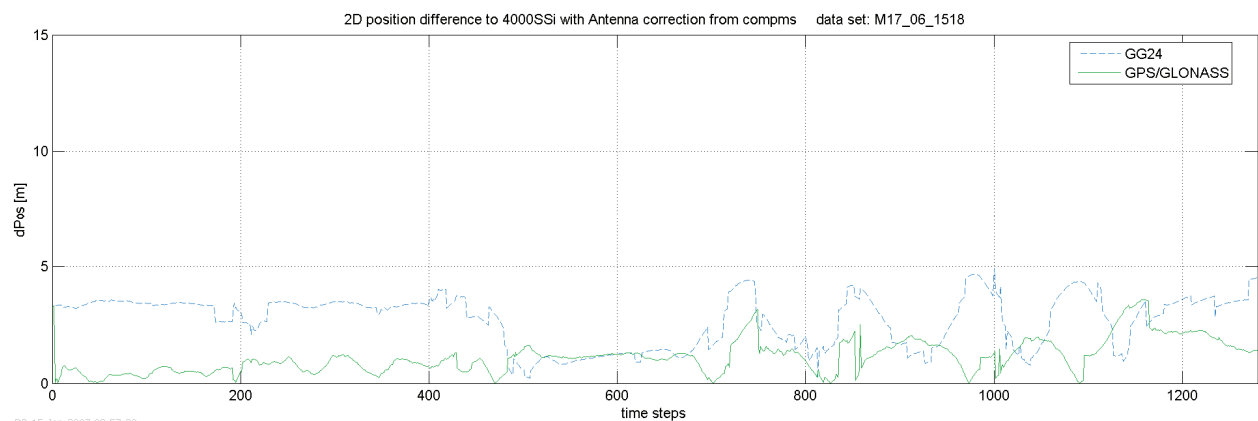
### **3.5 Datenfusion GPS & GLONASS**

Die Lösung des Gleichungsansatzes entspricht, nach der Ausräumung der bekannten systematischen Fehleranteile in beiden SatNav-Systemen, dem von GPS allein (siehe dazu

Abschnitt 2.3.8 und folgende). Etwaige Ungenauigkeiten der Messsysteme in der Rangemessung werden, durch die Benutzung der mittelwertfreien Range-Differenzen und durch einen gewichteten Gleichungsansatzes weitestgehend aufgefangen. Sollte jedoch der Genauigkeitsanspruch des Nutzers in der Positionslösung steigen, dann ist es ratsam, eine differenziertere Betrachtung der Rangerestwerte, wie in Kapitel 2.6.4 vorgeschlagen wurde, vorzunehmen.

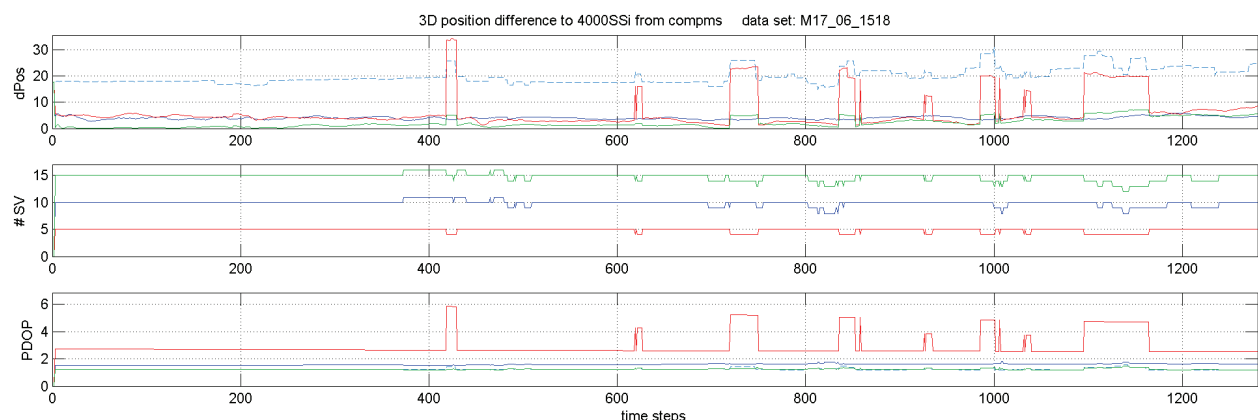
### 3.6 Ergebnisse

Der angewandte Algorithmus aus dem Projekt INIS II [19] zeigt eine deutliche Verbesserung in der Positionsgenauigkeit gegenüber der Empfängerlösung des Ashtech GG24 (Abb. 3.6-1). Die Positionsdifferenzen wurden mit dem Referenzdatensatz zu der im Kapitel 2.6 genannten PDGPS-Positionslösung ermittelt.



**Abb. 3.6-1** 2D-Positionsdifferenzen **GG24** und **GPS/GLONASS** zu einer PDGPS-Positionslösung

Der Grund für diesen Effekt ist in der Verwendung der Ionos- bzw. Troposphärenwerte zu suchen, welche bei der Empfängerlösung nicht berücksichtigt wurden. Noch drastischer ist der Effekt, wenn man die 3D-Positionsdifferenzen in der Abb. 3.6-2 (oberes Diagramm) betrachtet.



**Abb. 3.6-2** 3D-Positionsdifferenzen **GPS**, **GLONASS** und **GPS/GLONASS** zu einer PDGPS-Positionslösung

Wie schon eingangs im Kapitel 3 erwähnt, sind die beiden SatNav-Systeme nicht prinzipiell komplementär zu einander. Dieser Umstand kann dafür sorgen, dass die Verteilungen der Satelliten im Raum, also die Standliniengeometrie (Abb. 3.6-2, unteres Diagramm), zu einer

schlechteren Positionslösung führt. Siehe Korrelation Standlinienanzahl und Sprünge in der Positionsdifferenz insbesondere im Vergleich zwischen der GG- und der GPS-Lösung. Eine Erhöhung der Standlinienanzahl führt hier generell zu einer geringeren Positionsdifferenz der GG-Lösung. Allerdings ergibt sich in den Abschnitten um die Epoche 420 bis 440, 720 bis 760, 840 bis 860, 980 bis 1000 und 1100 bis 1170 eine größere Positionsdifferenz als bei GPS allein. In dem gezeigten Datensatz ist es sogar so, dass der Verlust nur eines GLONASS-Satelliten (z.B. Zeitpunkt 420) sich in der GG24-Empfängerlösung als auch in der GPS/GLONASS-Positionslösung niederschlägt. Das ist deshalb bemerkenswert, weil die Kombination GPS/GLONASS an dieser Stelle versagt.

Damit besteht leider auch auf See, bei völliger freier Sicht auf die Satelliten, nicht die Garantie, dass die Kombination der beiden SatNav-Systeme zwangsläufig zu einer Verbesserung der Positionslösung führt.

Es gilt demnach andere Navigationssysteme bzw. Sensoren zu finden, welche sich generell komplementär zu SatNav-Systemen verhalten.



## 4 Positionsbestimmung mit Loran-C

Das Loran-C System wurde als terrestrisches Funknavigationssystem unter der Bezeichnung CYTAC ab 1952 entwickelt und 1958 bei Übernahme durch die US Coast Guard in Loran-C umbenannt. Erst 1974 ersetzte Loran-C das bis dahin bekanntere Loran-A [1].

Trotz der Fragestellung, wie lange Loran-C als weltweites Navigationssystem noch zur Verfügung stehen wird, soll in diesem Kapitel dennoch ein Eindruck davon vermittelt werden, welche Möglichkeiten der Positionsbestimmung sich mit dem letzten globalen terrestrischen Funknavigationssystem ergeben. In Bezug zur Satellitennavigation ist Loran-C ein echtes komplementäres Navigationssystem.

### 4.1 Technische Eigenschaften von Loran-C

Im Wesentlichen basiert das Loran-C System auf verschiedenen Senderketten, welche weltweit an militärisch relevanten Gebieten stationiert sind. Eine Senderkette besteht aus einem Hauptsender (Master **M**) und bis zu 5 Hilfssendern (Slave  $\{S_1, \dots, S_5\}$ ). Alle Stationen senden auf einem international geschützten Frequenzband zwischen 90-110 kHz. Die Sendefrequenz ist 100 kHz.

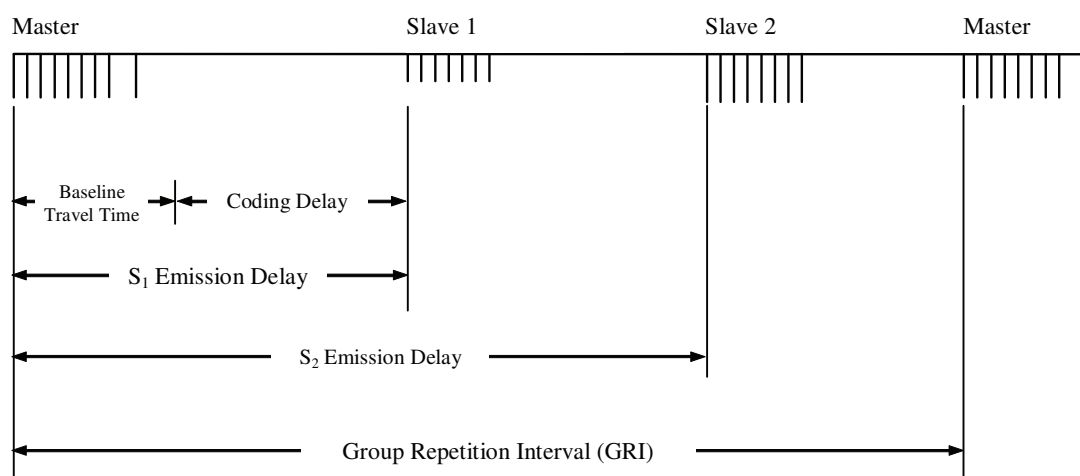
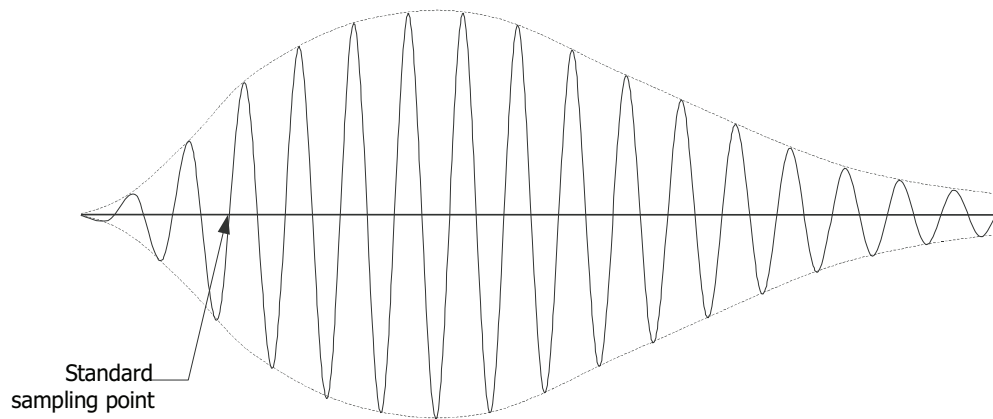


Abb. 4.1-1 exemplarisches Zeitmanagement von Haupt- und Nebensendern bei Loran-C

Der Hauptsender taktet die Nebensender, so wie das in der Abb. 4.1-1 dargestellt wurde. Fällt der Hauptsender aus, dann sind auch die Nebensender nicht mehr aktiv. Jeder Hauptsender, und damit jede Kette, identifiziert sich durch seine Gruppenlaufzeit (Group Repetition Intervall - GRI), die Wiederholung einer jeden Aussendung mit 8 Pulsen in Abständen zu 1000 [µs] und einem nachgestellten Puls im Abstand von 2000 [µs]. Jeder Nebensender einer Kette sendet 8 Pulse und identifiziert sich durch die Pulsamplitude. Mit dem Sendezeitmanagement wird innerhalb einer Kette sichergestellt, dass ein Empfänger immer die oben abgebildete Pulsfolge

empfangen muss.



**Abb. 4.1-2 schematische Darstellung eines Loran-C Pulses**

Die Messung am Puls wird in der Abb. 4.1-2 veranschaulicht. Jeweils der dritte positive Durchgang des Pulses wird als Messzeitpunkt benutzt. Der Empfänger muss über eine qualitativ hochwertige Uhr verfügen, damit eine exakte Zeitmessung erfolgen kann. Da geringe zeitliche Messfehler bei einer Ausbreitungsgeschwindigkeit von  $c_L \approx 0.299$  [m/ns] erhebliche Positionsfehler zur Folge haben können. Die Messgenauigkeit sollte um die  $10^{-9}$  Sekunden liegen.

Prinzipiell gibt es zwei verschiedene Positionsbestimmungsarten mit Loran-C:

- das Hyperbelstandlinienverfahren mit Zeitdifferenzen (TD's) und
- das Kreisstandlinienverfahren mit Laufzeitmessung zu jedem Sender (TOA).

Aus praktischen Erwägungen bei der TOA-Messung und der Lösung des Gleichungssystems zur Positionsbestimmung wurde im Projekt INIS II ein weiteres Verfahren entwickelt. Dieses Verfahren basiert auf den zeitlichen Differenzen zweier TOA Messwerte, und wird als differentielles Kreisstandlinienverfahren (siehe Kapitel 4.4) bezeichnet.

## 4.2 Hyperbelstandlinienverfahren

Das Hyperbelstandlinienverfahren ist das ursprüngliche Positionsbestimmungsverfahren von Loran-C. Das Hyperbelstandlinienverfahren basiert auf der Messung der Zeitdifferenz zwischen dem einkommenden Signal des Hauptsenders und des identifizierten Nebensenders abzüglich des „Emission Delays“ (ED). Die Positionen müssen innerhalb einer Loran-C Kette auf der Basis von Hyperbelstandlinien bestimmt werden. In der Abb. 4.2-1 wird exemplarisch eine Loran-C Kette mit einem Hauptsender und zwei Nebensender gezeigt. Vom Empfänger **E** werden Zeitdifferenzen (TD – Time Difference) zwischen dem Signal des Hauptsenders **M** und des jeweiligen Nebensenders **S<sub>i</sub>** gemessen.

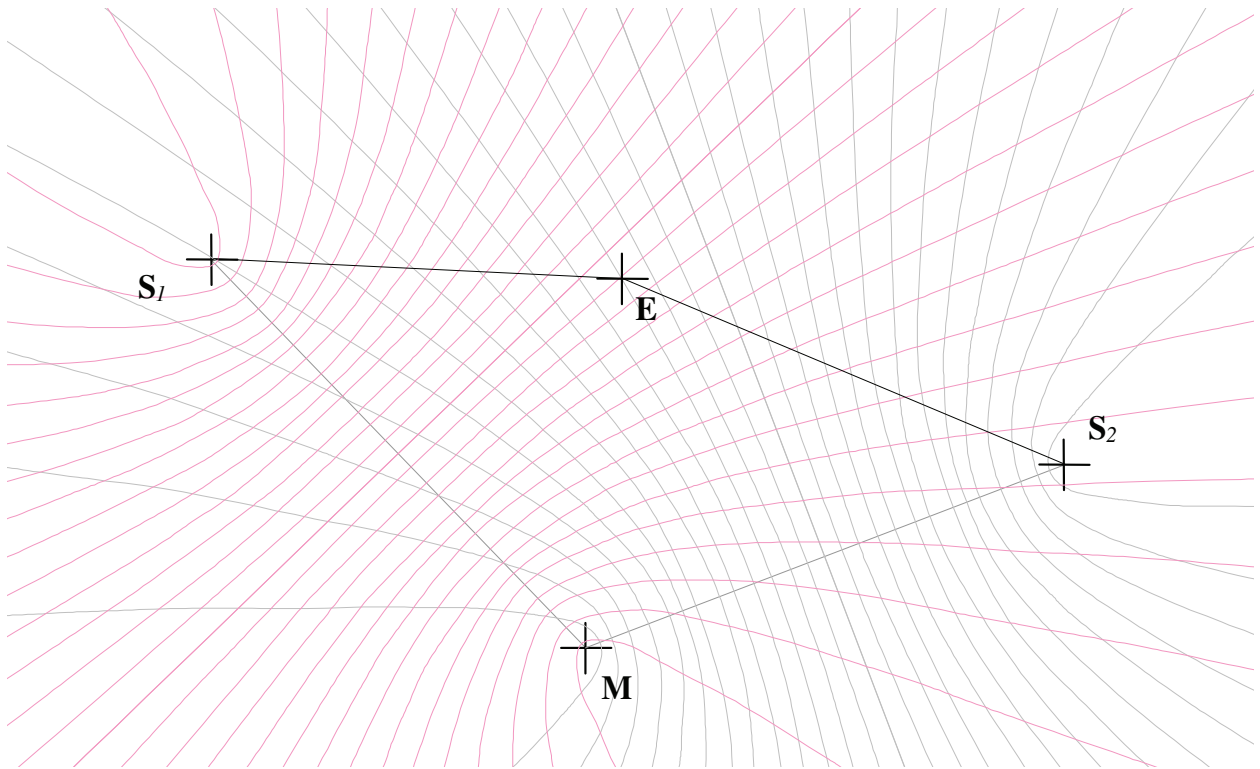


Abb. 4.2-1 Hyperbelstandlinien einer exemplarischen Loran-C Kette

Die Zeitdifferenz ergibt sich dann aus

$$TD_i = \frac{|\mathbf{M} - \mathbf{E}|}{c_L} - \frac{|\mathbf{S}_i - \mathbf{E}|}{c_L} + \underbrace{(ASF_M - ASF_{S_i})}_{ASF_{MS}} + \Delta t_{\text{Rec}}.$$

Gl. 4.2-1

<b>M</b>	Position des Hauptsenders	$c_L$	Signalausbreitungsgeschwindigkeit
$\mathbf{S}_i$	Position des i-ten Nebensenders– $i=\{1,...,n\}$ ; n-Anzahl der Nebensender	$ASF_{MS}$	Ausbreitungsfehlerdifferenz zw. Haupt- und Nebensender
<b>E</b>	Position der Antenne des Empfängers	$\Delta t_{\text{Rec}}$	Uhrenfehler des Empfängers

Die geometrischen Abmessungen innerhalb einer Senderkette und damit auch der Ketten untereinander sind international bekannt [30]. Neben dem zusätzlichen Ausbreitungsfehler  $ASF_{MS}$ , der von der Leitfähigkeit des Ausbreitungsraumes abhängig ist, muss auch der Empfängeruhrenfehler im Gleichungssystemansatz mitgeschätzt werden. Bei der Benutzung von zwei oder mehreren Ketten kommt noch ein Zeitunterschied, der Kettenfehler, hinzu. Diese Zeitdifferenz entsteht durch die unterschiedliche Taktung der Signalabstrahlungen der Hauptsender.

Der allgemeine Lösungsansatz für ein Gleichungssystem im zweidimensionalen Koordinatensystem lautet dann:

$$\Delta \mathbf{E} = \mathbf{A}^T \mathbf{x}.$$

Gl. 4.2-2

Neben den zweidimensionalen Eingangsdaten im Gleichungssystem Gl. 4.2-2 kann damit auch der Empfängeruhrenfehler berechnet werden. Wobei  $\Delta \mathbf{E}$  die Standortänderung zu einer angenommenen Position ist. Der Vektor  $\mathbf{x}$  beinhaltet die Distanzdifferenzen der Standlinien, welche sich aus der theoretischen und der gemessenen Distanz ergeben.

$$\Delta \mathbf{E} = \begin{bmatrix} dX \\ dY \\ \Delta t_{\text{Rec}} \end{bmatrix};$$

Gl. 4.2-3

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{dX_1}{dR_{th1}} & \frac{dY_1}{dR_{th1}} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{dX_n}{dR_{thn}} & \frac{dY_n}{dR_{thn}} & 1 \end{bmatrix};$$

Gl. 4.2-4

$$\mathbf{x} = \begin{bmatrix} dR_1 \\ \vdots \\ dR_n \end{bmatrix};$$

Gl. 4.2-5

Die Gl. 4.2-4 beschreibt die Messmatrix  $\mathbf{A}$  für den Fall das  $n > 2$  ist und somit mindestens drei Standlinien gemessen werden. Die Messmatrix beinhaltet die Richtungskosinuswerte, welche sich aus der theoretische Distanz

$$dR_{thi} = \left( (R_M + R_E) \arcsin \left( \frac{|\mathbf{M} - \mathbf{E}|}{(R_M + R_E)} \right) \right) - \left( (R_{Si} + R_E) \arcsin \left( \frac{|\mathbf{S}_i - \mathbf{E}|}{(R_{Si} + R_E)} \right) \right) + c_L ASF_{MSi} + c_L \Delta t_{\text{Rec}}$$

Gl. 4.2-6

und den Teilkomponenten in  $dX$  - und  $dY$  -Richtung, also nördlicher und östlicher Differenz, im zweidimensionalen Raum ergeben. Die Eingangswerte in die Gl. 4.2-6 sind:

$dR_{thi}$	theoretische Distanz eines TD-Wertes in Metern
$R_M$	Radius des Erdellipsoids auf der Position des Hauptsenders
$R_E$	Radius des Erdellipsoids auf der angenommenen Position des Empfängers
$R_{Si}$	Radius des Erdellipsoids auf der Position des Nebensenders

Dabei wird davon ausgegangen, dass die Erde ein Ellipsoid ist. Anhand eines mittleren Durchmessers, welcher sich aus der Verwendung der Erdradien an den bekannten Positionen der Sender und der angenommenen Position des Nutzers ergibt, wird die theoretische Distanz zwischen diesen berechnet. Dieser Ansatz ist etwas genauer als der Kugelansatz in [2] und macht sich bei größeren Distanzen zwischen Nutzerposition  $\mathbf{E}$  und den jeweiligen Sendern bemerkbar. Zur Bestimmung der Elemente  $dR_i$  des Vektors  $\mathbf{x}$  der Gl. 4.2-5 werden die Differenzen zwischen der Distanz des gemessenen TD-Wertes  $TD_i c_L$  und seiner theoretischen Annahme  $dR_{thi}$  berechnet.

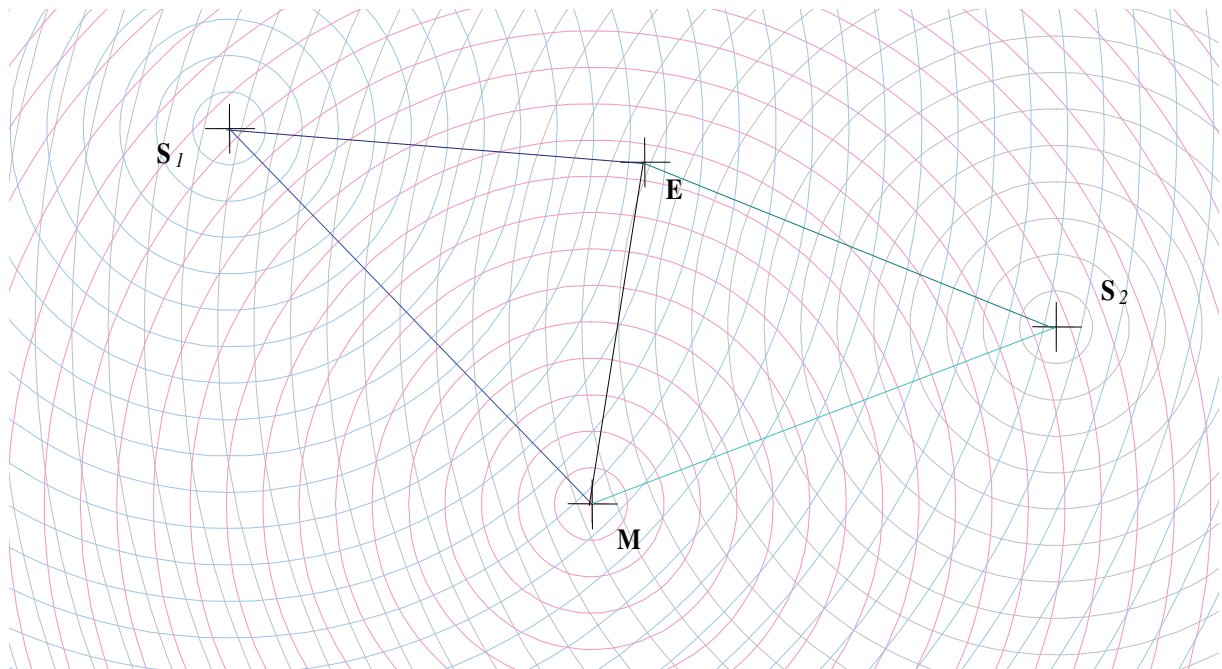
Nach der Lösung des Gleichungssystems, enthält der Vektor  $\Delta \mathbf{E}$  neben der Positionsdivergenz zum angenommenen Ort auch den Empfängeruhrenfehler. Eine Berechnung der Werte  $ASF_{MSi}$  ist im Gleichungssystem nicht möglich, weil jede Standlinie einen eigenen ASF-Faktor besitzt. Damit bringt jede weitere Gleichung eine weitere Unbekannte ins Gleichungssystem. Aus

diesem Grund müssen die ASF-Fehler oder deren Derivate zwangsläufig außerhalb des Gleichungssystems geschätzt werden. In der jüngsten Vergangenheit sind in [28] und [29] hierzu Untersuchungen angefertigt worden. Die Autoren in [29] kommen 2002 zu dem Schluss, dass die Erstellung von Korrekturtabellen ein hilfreicher Schritt ist. Für die Positionsbestimmung wäre es jedoch besser, wenn die ASF-Korrekturwerte gemessen werden könnten.

Betrachtet man Abb. 4.5-1 (unten) in Bezug auf die Standliniengeometrie, so kann man feststellen, dass das Hyperbelstandlinienverfahren für eine Positionsbestimmung in der südlichen Ostsee nicht geeignet ist. Auch muss festgestellt werden, dass für dieses Seegebiet nur eine Kette zur Verfügung steht, die lediglich zwei Standlinien zur Verfügung stellt. Die Berechnung des Uhrenfehlers kann daher nicht ausgeführt werden. Eine Kombination mit GPS kann erfolgen [2], jedoch sind die Ergebnisse als schlecht gegenüber GPS allein einzuschätzen, weil ein Großteil der Fehlerbehandlung empirisch geschätzt werden muss. Ein direkter Bezug zur realen Fehlerbehandlung fehlt. Aus den genannten Gründen wird im weiteren Verlauf der Arbeit das weniger bekannte Kreisstandlinienverfahren betrachtet.

### 4.3 Kreisstandlinienverfahren

Beim Kreisstandlinienverfahren von Loran-C werden so genannte TOA-Werte (time of arrivals) gemessen. Diese Messwerte enthalten die Laufzeitmessung von den Kettensendern zur Nutzerposition.



**Abb. 4.3-1 Kreisstandlinien einer exemplarischen Loran-C Kette**

In der Abb. 4.3-1 wird die Sendersituation wie in Abb. 4.2-1 gezeigt. Die Standlinien ergeben sich aus den Messungen der TOA-Werte. Jeder Sender einer Kette liefert eine Standlinie.

Die allgemeine Standliniengleichung dazu ist:

$$TOA_i = \frac{|\mathbf{S}_i - \mathbf{E}|}{c_L} + ASF_i + \Delta t_{\text{Rec}}$$

**Gl. 4.3-1**

$\mathbf{S}_i$	Position eines Senders	$c_L$	Signalausbreitungsgeschwindigkeit
$\mathbf{E}$	angenommene Empfangsantennenposition	$ASF_i$	Ausbreitungsfehler für einen Sender
		$\Delta t_{\text{Rec}}$	Uhrenfehler des Empfängers

Da die Nebensender einer Kette vom Hauptsender getaktet werden, muss der Zeitunterschied zwischen Haupt- und Nebensender, bezeichnet als Emission Delay ( $ED_i$ ), berücksichtigt werden. Für den Nebensender gilt dann:

$$TOA_i = \frac{|\mathbf{S}_i - \mathbf{E}|}{c_L} + ED_i + ASF_i + \Delta t_{\text{Rec}}$$

**Gl. 4.3-2**

Für die Positionslösung aus TOA-Messungen wird weiter Gl. 4.2-2 verwendet. Erhalten bleiben auch die Messmatrix  $\mathbf{A}$  und der Vektor  $\mathbf{x}$ . Lediglich die Anteile zur Bestimmung der Richtungskosinus in der Messmatrix haben sich geändert und erfolgt mit

$$dR_{ih_i} = \left( (R_{S_i} + R_E) \arcsin \left( \frac{|\mathbf{S}_i - \mathbf{E}|}{(R_{S_i} + R_E)} \right) \right) + c_L ASF_i + c_L \Delta t_{\text{Rec}}$$

**Gl. 4.3-3**

Im Fall der Kette Sylt sind nun 3 Standlinien verfügbar und Gl. 4.2-2 kann mit der Messmatrix aus Gl. 4.2-4 berechnet werden.

Das Kreisstandlinienverfahren hat gegenüber dem Hyperbelstandlinienverfahren den Vorteil, dass mehr Standlinien zur Verfügung stehen. Genauer gesagt der Hauptsender liefert einen weiteren Messwert. Bei steigender Anzahl der Standlinien verbessert sich die Standliniengeometrie. Darüber hinaus können größere Gebiete abgedeckt werden. Während die Sylter Kette in der südlichen Ostsee mit dem Hyperbelstandlinienverfahren nicht genutzt werden konnte, ist dies mit dem Kreisstandlinienverfahren jetzt möglich.

Mit der Minimalkonfiguration von 3 Sendern in einer Kette kann eine zweidimensionale Positionslösung mit der Schätzung des vermeintlichen Empfängeruhrenfehlers vorgenommen werden. Wünschenswert ist jedoch die Nutzung aller Sender, welche an der Nutzerposition empfangen werden können. Einerseits könnte sich die Standliniengeometrie verbessern und andererseits könnten mit dem vermeintlich überbestimmten Gleichungssystem Fehlmessungen aufgezeigt werden. Für eine Kombination mit GPS wäre es von Vorteil, wenn das Gleichungssystem in die dritte Dimension erhoben werden könnte. Unter Beachtung der aufgeführten

Anforderungen würde sich dann für die theoretische Distanz

$$dR_{th_i} = \left( (R_{S_i} + R_E) \arcsin \left( \frac{|\mathbf{S}_i - \mathbf{E}|}{(R_{S_i} + R_E)} \right) \right) + c_L \Delta t_{LK_i} + c_L ASF_i + c_L \Delta t_{Rec}$$

**Gl. 4.3-4**

ergeben. Die Gl. 4.3-4 hätte, unter Vernachlässigung des ASF-Wertes, zur Folge, dass der Zeitunterschied  $\Delta t_{LK_i}$  zwischen den einzelnen Ketten geschätzt werden müsste. Denkbar wäre an dieser Stelle die Zusammenfassung der letzten drei Terme der Gl. 4.3-4 zu einem Fehler. Diese Vereinfachung führt zu der Messmatrix  $\mathbf{A}$  (Gl. 4.3-6). Die Elemente  $dR_i$  des Vektors  $\mathbf{x}$  werden aus der Differenz zwischen der Distanz aus dem TOA-Wert und seiner theoretischen Vorhersage  $dR_{th_i}$  ermittelt.

$$\Delta \mathbf{E} = \begin{bmatrix} dX \\ dY \\ dZ \\ \Delta t_{Rec} \end{bmatrix} \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{dX_1}{dR_{th1}} & \frac{dY_1}{dR_{th1}} & \frac{dZ_1}{dR_{th1}} & 1 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{dX_n}{dR_{thn}} & \frac{dY_n}{dR_{thn}} & \frac{dZ_n}{dR_{thn}} & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{x} = \begin{bmatrix} dR_1 \\ \vdots \\ dR_n \end{bmatrix}$$

**Gl. 4.3-5**

**Gl. 4.3-6**

**Gl. 4.3-7**

Trotz der Vereinfachung in der Messmatrix  $\mathbf{A}$  ist das Gleichungssystem nicht direkt lösbar, weil jede Standliniengleichung eine neue unbekannte Größe mitbringt. Die entstehenden Messfehler müssen, wie auch der ASF-Wert außerhalb geschätzt werden, damit das Gleichungssystem gelöst werden kann. Die Bestimmung oder Schätzung der Restfehler kann auf verschiedenen Wegen erfolgen. Ein üblicher Weg wäre ein physikalischer Modellansatz für die ASF-Faktoren mit der Hinterlegung von Messungen. Der Kostenaufwand dafür ist, wie Versuche in den USA es gezeigt haben [28], nicht unerheblich.

Ein anderer Weg wäre die Kombination mit einem komplementären Sensor, wie z.B. ein Satellitennavigationsempfänger. Bei einer Kombination mit GPS könnte das Gleichungssystem gelöst werden, wenn die ersten drei Elemente  $dX$ ,  $dY$  und  $dZ$  errechnet würden und eine Zeitdifferenz zwischen dem GPS- und Loran-C System bestimmbar wäre.

Noch interessanter für die Anwender wäre die Einführung eines TOE-Signals (Time Of Emission), welches im Loran-C Signal die Abstrahlzeit enthält, so dass die Zeitdifferenz der Hauptsender, in der Gl. 4.3-4 als  $\Delta t_{LK_i}$  bezeichnet, direkt bestimmt werden kann.

#### 4.4 Differentielles Kreisstandlinienverfahren

Das differentielle Kreisstandlinienverfahren ist der Versuch, die Fehler, welche durch die Laufzeitänderungen des Signals hervorgerufen werden, weitestgehend zu reduzieren und eine



Verminderung des Ketten- bzw. Uhrenfehlers zu erreichen. Das Verfahren basiert auf der Annahme, dass die Fehler zwischen zwei Messungen einer Zeitepoche, sich nur geringfügig ändern. Dagegen ist die Änderung der Distanz zwischen zwei Messungen zu einem Sender maßgeblich von der Eigenbewegung abhängig.

Die Gleichung für die  $\Delta TOA$ -Werte lautet, in Anlehnung an Gl. 4.3-1 oder Gl. 4.3-2 dann:

$$\Delta TOA(t)_i = TOA(t)_i - TOA(t-1)_i.$$

**Gl. 4.4-1**

Nach der Auflösung der Gl. 4.4-1 ergibt sich:

$$\Delta TOA(t)_i = \frac{|S_i - E(t-1)|}{c_L} - \frac{|S_i - E(t-2)|}{c_L} + \Delta ED_i + \Delta ASF_i + \Delta \Delta t_{\text{Rec}}.$$

**Gl. 4.4-2**

Unter der oben getroffenen Annahme entfallen in der Gl. 4.4-2 die Werte für  $\Delta ED_i$  und  $\Delta ASF_i$ , die Änderung des Empfängeruhrenfehlers, im Weiteren als Empfängeruhrendrift bezeichnet, wird im Gleichungssystem beibehalten. Demnach ergibt sich für

$$\Delta TOA(t)_i = \frac{|S_i - E(t-1)|}{c_L} - \frac{|S_i - E(t-2)|}{c_L} + \Delta \Delta t_{\text{Rec}}.$$

**Gl. 4.4-3**

$$\Delta \mathbf{E} = \begin{bmatrix} dX \\ dY \\ dZ \\ \Delta \Delta t_{\text{Rec}} \end{bmatrix} \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{dX_1}{dR_{th1}} & \frac{dY_1}{dR_{th1}} & \frac{dZ_1}{dR_{th1}} & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{dX_n}{dR_{thn}} & \frac{dY_n}{dR_{thn}} & \frac{dZ_n}{dR_{thn}} & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta TOA_1 \\ \vdots \\ \Delta TOA_n \end{bmatrix}$$

**Gl. 4.4-4**

**Gl. 4.4-5**

**Gl. 4.4-6**

Die Bestückung der Messmatrix  $\mathbf{A}$  erfolgt wie in Kapitel 4.3. Der zu ermittelnde Gleichanteil in Spalte 4, repräsentiert durch die Zahl 1, ist der Wert für die Empfängeruhrendrift  $\Delta \Delta t_{\text{Rec}}$ . Der Inhalt des Vektors  $\mathbf{x}$  besteht aus den gemessenen  $\Delta TOA_i$ -Werten. Das Gleichungssystem ist jetzt unter der Voraussetzung lösbar, dass vier unabhängige und qualitativ hochwertige TOA-Messungen existieren.

Ein weiterer Vorteil des differentiellen Kreisstandlinienverfahrens ist die Möglichkeit der Einbeziehung von CHAYKA Standlinien. Das CHAYKA System ist das russische Pendant zu Loran-C und hat prinzipiell eine eigene Zeitsynchronisierung. Eine Kombination von beiden Systemen wäre nur möglich, wenn eine einheitliche Zeitbasis geschaffen würde. Bei der Verwendung des differentiellen Kreisstandlinienverfahrens würde der konstante Anteil der Zeitdifferenz zwischen den Hauptsendern herausfallen.

Der Nachteil des Verfahrens liegt, wie auch der Vorteil, bei der Annahme, dass der Fehler  $\Delta ASF_i = 0$  ist. Die Annahme ist nur dann zutreffend, wenn die elektromagnetischen Störungen entlang des Signalweges eines jeden Loran-C Senders nahezu konstant sind. Diese Voraussetzung ist nicht wirklich gegeben. Die Werte  $\Delta ASF_i$  bewirken einen systematischen Fehler eintrag, welcher mit der Zeit einem Integrationsfehler gleicht (siehe dazu Abb. 2.6-1, unten). Das Resultat ist eine Abdrift der Positionslösung.

#### 4.5 Betrachtung der Standlinien im Ostseeraum

Wenn man mit Hilfe von terrestrischen Standlinien, auf der Basis von Loran-C oder CHAYKA im Ostseeraum, navigieren will, dann muss zwangsläufig eine Betrachtung der Standliniengeometrien erfolgen. Bei der theoretischen Betrachtung der Standliniengeometrie im Ostseeraum (Abb. 4.5-1), am Beispiel der Kette Sylt, wird deutlich, dass ein Hyperbelstandlinienverfahren nicht anwendbar ist.

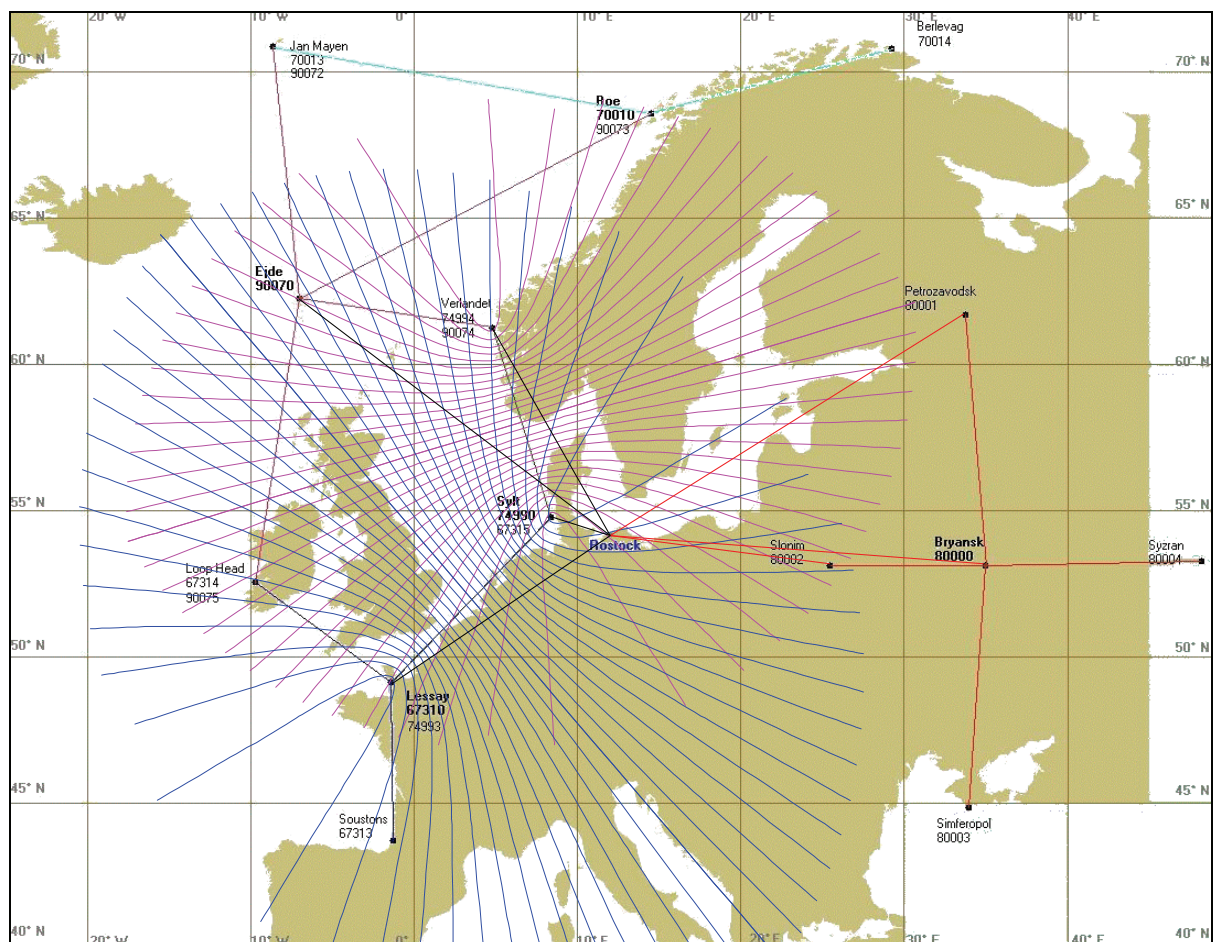


Abb. 4.5-1 Ketten und Senderstandorte von Loran-C und CHAYKA in Europa

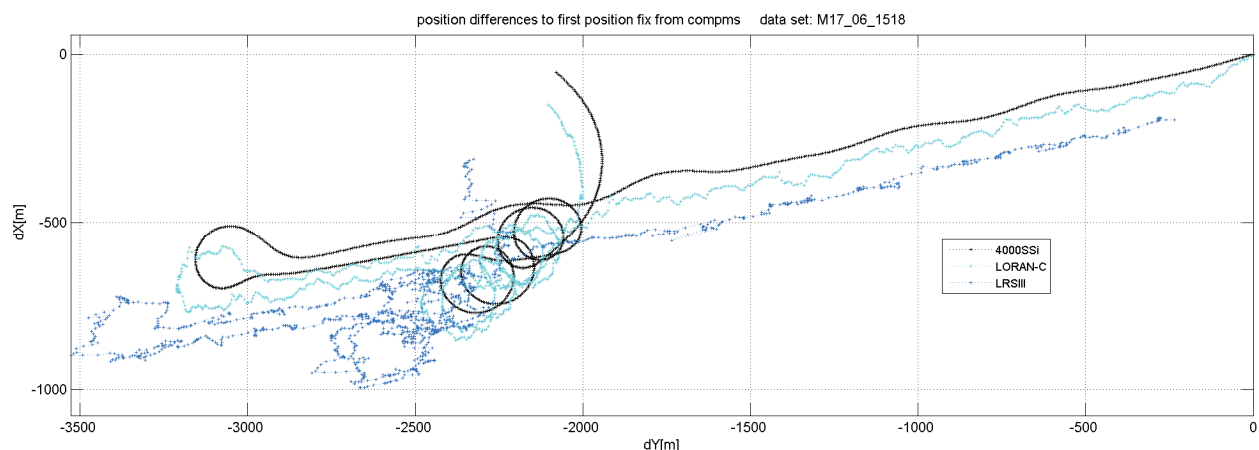
Der eingeschlossene Winkel beider Hyperbelscharren ist ein Maß für die theoretische Standliniengenauigkeit. Je weiter sich dieser Winkel von 90 [°] entfernt, desto ungenauer wird die Positionsbestimmung in dem jeweiligen Bereich. Würde man z.B. die südwestliche Ostsee

insbesondere den Bereich um Rostock betrachten, dann ist klar, dass eine Positionsbestimmung mit den Hyperbelstandlinienverfahren hier nicht erfolgreich sein kann. Verfolgt man den gleichen Ansatz mit den anderen verfügbaren Ketten, dann muss festgestellt werden, dass das Hyperbelstandlinienverfahren für die südwestliche Ostsee nicht genutzt werden kann.

Betrachtet man die direkten Verbindungslinien im Gebiet um Rostock (Schwarze Linien) und deren Standliniengeometrie, dann ist die Anwendung eines Kreisstandlinienverfahrens auch hier fraglich, weil die meisten Senderstandorte westlich der Ostsee stationiert sind. Erst bei der Verwendung des russischen CHAYKA-Systems (rote Standlinien), welches dem Loran-C System ähnlich ist, verbessert sich die geometrische Situation und verspricht damit eine akzeptable Positionslösung.

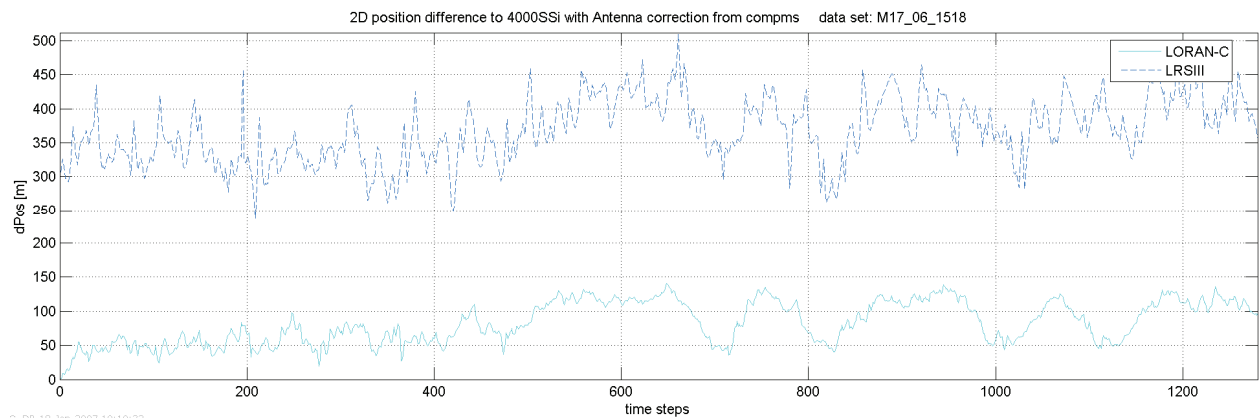
## 4.6 Ergebnisse

In der Abb. 4.6-1 werden die Loran-C Positionslösungen (Empfänger: LRS III, Loran-C INIS II) der Messfahrt vom 17.06.2001 (ab 15:18 Uhr) der PDGPS-Lösung (Trimble 4000SSi) gegenübergestellt. Damit die Dimensionen des Manövers deutlich werden, wurden alle Positionslösungen auf den Ausgangsort der ersten Lösung des PDGPS-Systems bezogen.



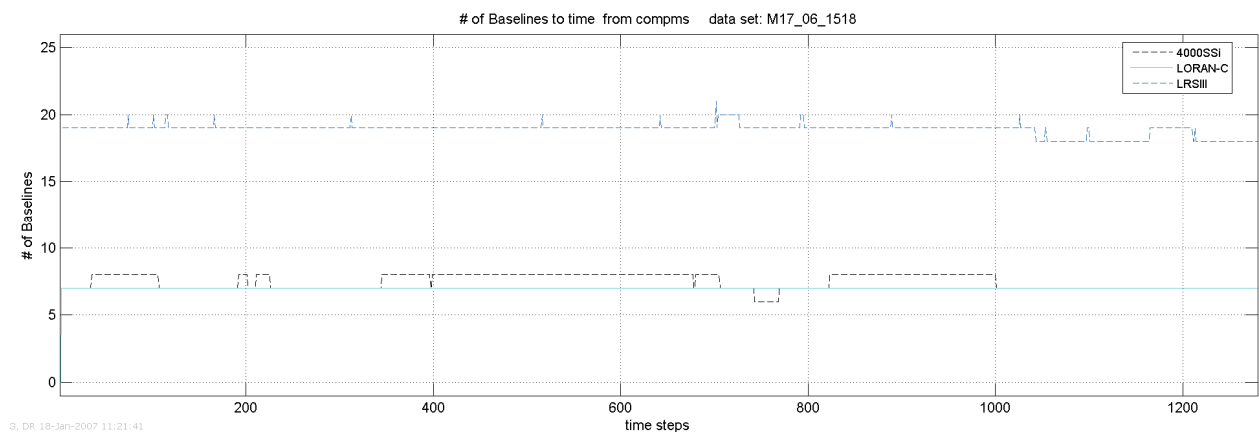
**Abb. 4.6-1** Manöverbahn mit **LRSIII-Empfänger**, **Loran-C** und PDGPS Referenz Trimble 4000SSi

In dieser Darstellung ist erkennbar, dass die Loran-C Empfängerlösung (LRSIII) schon von Anfang an mit einem sehr großen Positionsfehler behaftet ist. Bei dieser Lösung handelt es sich um ein zweidimensionales Kreisstandlinienverfahren. Die Fehler in der Messung verursachen eine starke Verzerrung des Bahnverlaufs bis hin zur Unkenntlichkeit. Dem gegenüber steht die Loran-C Positionslösung des differentiellen Kreisstandlinienverfahrens aus Kapitel 4.4, welche jedoch eine Startposition benötigt. Abgesehen davon ist, wie in der Abb. 4.6-2 gezeigt wird, diese Positionslösung weniger gestört und genauer. Dieser Effekt wurde durch die Gewichtung der Standlinien im Gleichungsansatz und durch eine ähnliche Kompensation von fehlenden bzw. grob fehlerhaften Messungen wie in Kapitel 2.6 erreicht.



**Abb. 4.6-2 2D-Positions differenzen des LRS III und der INIS II Loran-C SW**

An dieser Stelle sollte noch vermerkt werden, dass die Anzahl der Standlinien auch bei Loran-C nicht der Garant für eine gute Positionsbestimmung ist. Beim Vergleich der Abb. 4.6-3 mit der Abb. 4.6-2 wird dies deutlich.



**Abb. 4.6-3 Anzahl der Standlinien zur Bestimmung der Position**

Die Positionsgenauigkeit sollte und kann auch nicht mit GNSS im Detail verglichen werden, zu deutlich sind die Genauigkeitsunterschiede. Dennoch kann darauf verwiesen werden, dass Loran-C für maritime Anwendungen, auf den meisten kommerziellen Routen und abseits der Küsten, ein brauchbares Backup-System sein kann.

## 5 Positionsbestimmung mittels GNSS und Loran-C

Wie schon in Kapitel 2 gezeigt wurde, bestehen Mängel bei der ausschließlichen Nutzung von Satellitennavigationssystemen, welche maßgeblich durch das lokale Umfeld bestimmt werden. Im Allgemeinen sucht man für die Kompensation von Systemmängeln weitere Sensoren, welche die Schwächen ausgleichen oder im besten Fall beseitigen.

Die Langwellensignale von Loran-C sind wegen ihrer geringeren Störanfälligkeit und wegen dem grundsätzlich anderen, technischen Verfahren komplementär zu den Satellitensignalen. Anders wie bei GPS können hier Distanzmessungen relativ ungestört erfolgen, weil Mehrwegeeffekte und Abschattung des Signals fast nicht bestehen. Der Aufwand für eine Interferenzstörung bspw. durch Jammer ist weitaus größer als bei GPS. Leider stehen in Europa nur wenige Sendestationen zur Verfügung, so dass eine reine Loran-C Lösung nur bedingt möglich ist.

### 5.1 Die Zeitbasis

Wenn zwei oder mehrere Sensoren miteinander kombiniert werden sollen, ist es immer von Vorteil für das Ergebnis, wenn eine einheitliche Zeitbasis geschaffen werden kann. Die Errichtung einer solchen Zeitbasis kann sehr unterschiedlich erfolgen.

Ein kostenaufwendiger Weg ist die Benutzung einer externen Uhr, welche die Geräte steuert. Dieses Verfahren hat den Vorzug, dass es im Gesamtsystem nur einen Uhrenfehler gibt. Im Fall der Kombination von GNSS- und Loran-C Empfänger wäre dies eine Aufwertung des GNSS-Empfängers, weil der Loran-C Empfänger eine qualitativ hochwertige Uhr besitzt. Eine Voraussetzung dabei ist allerdings, dass sowohl der GNSS-, als auch der Loran-C Empfänger einen Uhreneingang besitzen und beide Systeme die gleichen Eingangssignale akzeptieren. Nachteilig bei diesem Verfahren ist, dass extra Kosten für das Zeitnormal entstehen. Zudem gibt es nur eine geringe Anzahl von Geräten, welche die genannten Voraussetzungen erfüllen.

Weniger Kostenaufwand entsteht bei der Akzeptanz der eigenständigen Zeitbasen der einzelnen Geräte oder Sensoren. Die Zeitdifferenz zwischen den Sensorsystemen muss über geeignete Algorithmen ermittelt werden. Der Nachteil dieser Verfahrensweise ist zunächst die Ermittlung einer weiteren Unbekannten im Gleichungsansatz und folglich müssen mehr Standlinien zur Verfügung stehen. Demgegenüber besteht die Möglichkeit den Uhrenfehler zu schätzen. Bei einer guten Schätzung fällt der Uhrenfehler verhältnismäßig klein aus.

### 5.2 Datenfusion GNSS & Loran-C

Ausgehend vom allgemeinen Gleichungsansatz zur Lösung eines Gleichungssystems muss die Messmatrix  $\mathbf{A}$  (Gl. 5.2-4) und der Messvektor  $\mathbf{x}$  (Gl. 2.4-4) aufgestellt werden. Die

Messmatrix **A** beinhaltet die Richtungskosinusanteile der Rangemessungen sowohl zum Satelliten (GL. 5.2-1) von GPS/GLONASS als auch zur jeweiligen Sendestation von Loran-C (GL. 5.2-2).

$$\frac{\hat{r}_{S_{X,Y,Z}}}{|\hat{\mathbf{r}}_S|}$$

GL. 5.2-1

$$\frac{\hat{r}_{L_{X,Y,Z}}}{|\hat{\mathbf{r}}_L|}$$

GL. 5.2-2

Die Zahl 1 in der Messmatrix steht für den konstanten Fehleranteil im Gleichungsansatz. Die vierte Spalte der Messmatrix steht für den Fehler der GNSS Rangemessungen und die fünfte Spalte steht für den Fehler der Loran-C Messung.

$$\Delta \mathbf{p} = \begin{bmatrix} \Delta p_X \\ \Delta p_Y \\ \Delta p_Z \\ \Delta t_{Sreclk} \\ \Delta t_{Lreclk} \end{bmatrix} \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{\hat{r}_{S1X}}{|\hat{\mathbf{r}}_{S1}|} & \frac{\hat{r}_{S1Y}}{|\hat{\mathbf{r}}_{S1}|} & \frac{\hat{r}_{S1Z}}{|\hat{\mathbf{r}}_{S1}|} & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\hat{r}_{SnX}}{|\hat{\mathbf{r}}_{Sn}|} & \frac{\hat{r}_{SnY}}{|\hat{\mathbf{r}}_{Sn}|} & \frac{\hat{r}_{SnZ}}{|\hat{\mathbf{r}}_{Sn}|} & 1 & 0 \\ \frac{\hat{r}_{L1X}}{|\hat{\mathbf{r}}_{L1}|} & \frac{\hat{r}_{L1Y}}{|\hat{\mathbf{r}}_{L1}|} & \frac{\hat{r}_{L1Z}}{|\hat{\mathbf{r}}_{L1}|} & 0 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\hat{r}_{LmX}}{|\hat{\mathbf{r}}_{Lm}|} & \frac{\hat{r}_{LmY}}{|\hat{\mathbf{r}}_{Lm}|} & \frac{\hat{r}_{LmZ}}{|\hat{\mathbf{r}}_{Lm}|} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{x} = \begin{bmatrix} \Delta r_{S1} \\ \vdots \\ \Delta r_{Sn} \\ \Delta r_{L1} \\ \vdots \\ \Delta r_{Lm} \end{bmatrix}$$

GL. 5.2-3

GL. 5.2-5

GL. 5.2-4

$$\hat{\mathbf{r}}_{Si} = \begin{bmatrix} \hat{r}_{SiX} & \hat{r}_{SiY} & \hat{r}_{SiZ} \end{bmatrix} \quad \{i = 1, \dots, n\}$$

GL. 5.2-6

Gl. 5.2-6 ist die  $i$ -te Schätzung des Rangevektors eines Satelliten mit seinen Elementen X, Y, Z im ECEF-Koordinatensystem. Der  $\Delta r_{Si}$  bezeichnet die Messdifferenz zwischen Messwert und der Schätzung der  $i$ -ten Range. Dagegen ist  $\Delta r_{Lk}$  die  $k$ -te Differenz zwischen zwei TOA-Messungen unter den Voraussetzungen, wie diese in Abschnitt 4.4 beschrieben wurden.

$$\hat{\mathbf{r}}_{Lk} = \begin{bmatrix} \hat{r}_{LkX} & \hat{r}_{LkY} & \hat{r}_{LkZ} \end{bmatrix} \quad \{k = 1, \dots, m\}$$

GL. 5.2-7

Gl. 5.2-7 ist die  $k$ -te Schätzung des Rangevektor zu einem Loran-C Sender mit seinen Elementen X, Y, Z im ECEF-Koordinatensystem.

Nach der Lösung des Gleichungssystem erhält man den Vektor  $\Delta \mathbf{p}$  (Gl. 5.2-3) mit seinen Elementen  $[\Delta p_X \ \Delta p_Y \ \Delta p_Z]$  für die Positionsdifferenz und die Elemente  $\Delta t_{Sreclk}$ , als Empfängeruhrenfehler des GNSS-Empfängers, und  $\Delta t_{Lreclk}$ , als Empfängeruhrendrift des Loran-C Empfängers.



### 5.3 Ergebnisse des GNSS/Loran-C Ansatzes

Nachdem in den obigen Abschnitten die Grundlagen und Modelle der Kombination zwischen GNSS und Loran-C erläutert wurden, sollen hier einige Resultate dieses Verfahrens vorgestellt werden. In der Abb. 5.3-1 ist der Positionsplot einer GPS/GLONASS, als auch der Positionsplot einer GNSS/Loran-C Lösung dargestellt. Das Ergebnis ist eine Kombination aus ca. acht GPS und ca. vier GLONASS Satelliten sowie ca. vier Loran-C Standlinien.

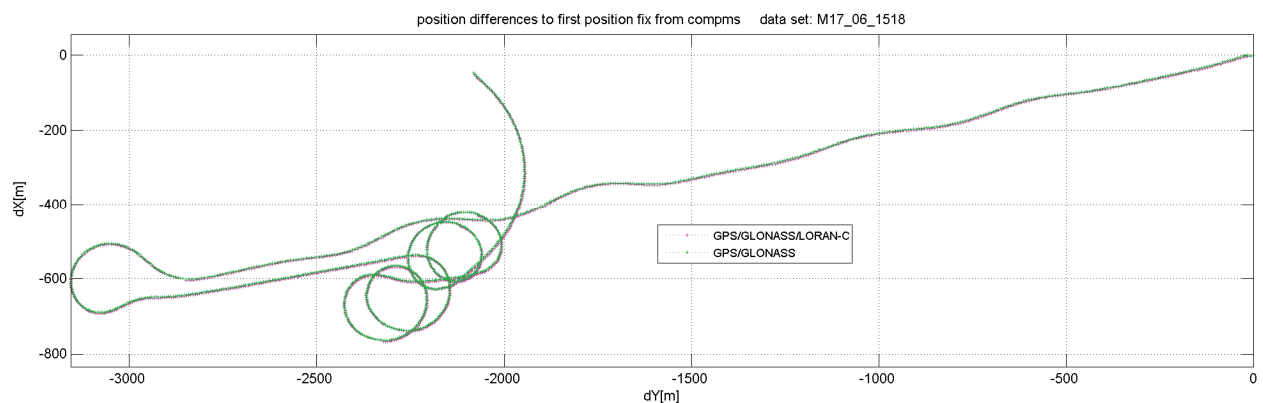


Abb. 5.3-1 Positionsplot einer **GPS/GLONASS** und einer **GNSS/Loran-C** Lösung

Die Lösung wurde mit einer starken Gewichtung zugunsten der GNSS-Lösung erzeugt. Im Zusammenhang mit diesem Positionsplot sind in Abb. 5.3-2 sowohl die Positionsdifferenzen der GPS/GLONASS und der GNSS/Loran-C Lösung im Vergleich zu einer Referenzlösung als auch die Anzahl der zur Berechnung eingesetzten Standlinien dargestellt.

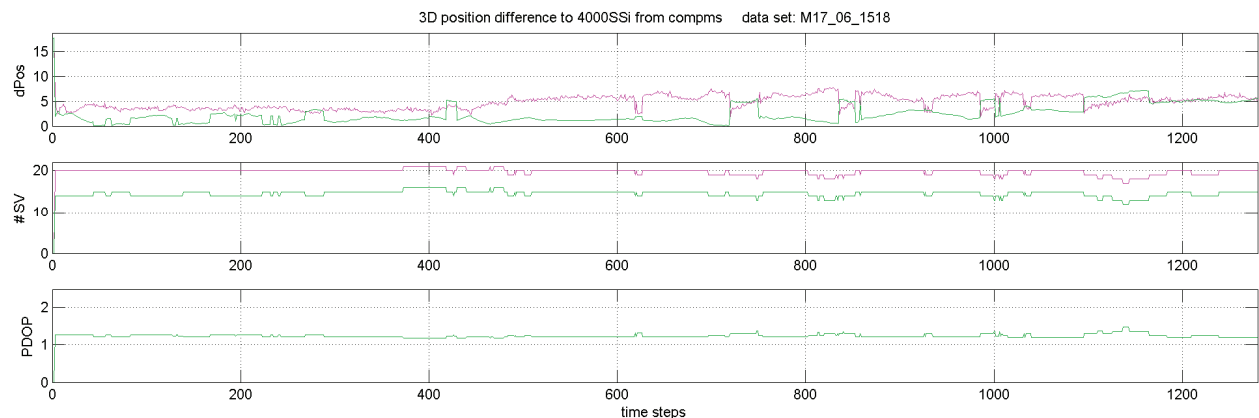


Abb. 5.3-2 Positionsdifferenzen und Anzahl der Standlinien einer **GPS/GLONASS** und einer **GNSS/Loran-C** Lösung zur Referenzlösung des Trimble 4000SSI

Leider ist die hier dargestellte Qualität der Positionslösung selten zu erreichen, weil diese von einer Reihe von Faktoren abhängig ist. Einerseits kommt es ganz entscheidend auf die Qualität der TOA bzw. dTOA Messwerte an, die auf offener See relativ ungestört sind, aber an Land häufig große Störungen aufweisen (wechselnde E/M-Leitfähigkeit). Zum zweiten ist die Lösung auch abhängig von den gemessenen Satellitenstandlinien und drittens ist die Gewichtung zwischen den beiden Positionsbestimmungssystemen von entscheidender Bedeutung.



## 5.4 Zusammenfassung

Bei der Kombination mit der Satellitennavigation entstehen noch zu große Fehler, weil bestimmte Laufzeitänderungen bei Loran-C von der elektrischen Leitfähigkeit der Erdoberfläche abhängig sind. Je nach Tageszeit und Stellung zu den Sendern verändert sich dieser Fehler. Loran-C Empfänger mit sehr zeitstabilen Wiederholungsraten und einer nötigen Zeitpräzision sind relativ teuer.

Mehrere Firmen haben in der jüngeren Vergangenheit die Entwicklung von H-Feld Antennen für Loran-C Empfänger vorangetrieben. Generell ist dieser Ansatz der nächste logische Schritt, um bei der Messung des Loran-C Signals unempfindlicher gegenüber E-Feld-Störungen zu werden. Die Messergebnisse mit diesem Antennentyp haben aber gezeigt, dass bestimmte Voraussetzungen zum erfolgreichen Betreiben gegeben sein müssen [37].

Insbesondere lokale elektromagnetische Felder werden von den sensiblen H-Feld Antennen registriert und stören damit eine erfolgreiche Distanzbestimmung. Zudem ist es fraglich, welchen Einfluss die an Bord befindlichen Sende- und Empfangseinrichtung bzw. der metallische Schiffskörper auf die Messungen haben wird. Aus diesem Grund muss die Technologie, zumindest für den Bordbetrieb, als noch nicht ausgereift eingeschätzt werden. Somit könnte es in Zukunft bessere technische Möglichkeiten geben, den Ansatz eines aus Satelliten- und terrestrischen Komponenten bestehenden Empfängers zu verwirklichen.

Abschließend kann gesagt werden, dass eine Kombination aus GNSS und Loran-C Signalen eine alternative Möglichkeit in der Positionsbestimmung darstellt.

## 6 Positionsbestimmung mit Trägheitssensoren

Für die Automatisierung des Schiffsprozesses war die Nutzung von Trägheitssystemen (auch inertielle Systeme genannt) im militärischen Bereich und auch im „Off Shore“-Bereich schon seit vielen Jahren ein Forschungsgegenstand. Insbesondere die Lagewinkel des Fahrzeuges in Bezug zur Umwelt waren hier von Interesse. Für die zivilen Nutzer erfolgt der Einsatz in Unterwasserfahrzeugen, in Wracksuch- und Vermessungsfahrzeugen. Ein bedeutsamer Faktor bei der Überlegung ein Lagesystem in ein Fahrzeug einzubauen sind die Kosten.

Angesichts der hohen Kosten für ein inertiales Navigationssystem mit sechs Freiheitsgraden, rückt die Trägheitsnavigation für die kommerzielle Schifffahrt, hauptsächlich aus wissenschaftlicher Sicht immer wieder in den Betrachtungsmittelpunkt. Auslöser für das Interesse sind die Unzulänglichkeiten von (D)GPS-Navigationssystemen an Bord von modernen Seeschiffen. Zusätzlich entstand in den letzten Jahren die Gewissheit, dass Loran-C als letztes globales, terrestrisches Navigationssystem den Nutzeranforderungen als komplementäres Navigationssystem nicht wirklich genügen kann.

Ein weiterer Aspekt für die inertielle Navigation sind die Erfahrungen mit unterschiedlichsten mathematischen Algorithmen mehrerer Jahrzehnte aus Luft- und Raumfahrt bzw. aus dem Bereich der Unterwassernavigation.

Ein letzter Gesichtspunkt für den Einsatz inertialer Sensoren ist die zunehmende Nutzung von mathematischen Schiffsmodellen zur Steuerung der Schiffe. Bei diesen Modellen handelt es sich immer um eine sehr abstrakte Nachbildung der komplexen physikalischen Realität. In der Verbindung mit der genauen Satellitennavigation kam es jetzt zu Konflikten zwischen den Annahmen des Modells und den Genauigkeiten der Positionsbestimmung. Zur Verbesserung der Bewegungsmodelle der Schiffe mussten neuere Wege gefunden werden. Die Nutzung von zusätzlichen Messgebern, wie Beschleunigungs- und Drehratensensoren, welche das Bewegungsverhalten von Schiffen besser beschreiben könnte, ist eine der Möglichkeiten.

Nicht unerwähnt möchte der Autor lassen, dass sich die nachstehenden Betrachtungen der Kapitel 6 und 7 sich lediglich auf Erfahrungen im Umgang mit Strapdown-Systemen beziehen.

### 6.1 Koordinatensysteme

Die Trägheitsnavigation erfolgt für bewegte Objekte (Körper bzw. Fahrzeuge) zumeist im dreidimensionalen Raum, weil die Erde mit ihrer Form und Bewegung einen nicht unerheblichen Einfluss auf die Bewegung eines massebehafteten Objektes hat. Dabei können verschiedene Koordinatensysteme (KS) zur Anwendung kommen. Als grundlegendes KS kann das körperfeste

KS angesehen werden, wobei in der Regel drei senkrecht aufeinander stehende Koordinatenachsen definiert werden. Im Allgemeinen zeigt die X-Achse in die hauptsächliche Bewegungsrichtung des Objektes. Die Z-Achse zeigt senkrecht dazu nach unten und die Y-Achse wird im Urzeigersinn zur X-Achse angeordnet (Rechtssystem). Vergleiche dazu auch Abb. 6.2-2, wobei der Index b für „body“ steht. Ausgehend vom körperfesten KS lassen sich Bezüge mit weiteren KS und damit mit dem Erdkörper und dessen relevanten Eigenschaften herstellen.

Die Koordinatensysteme werden in drei weitere Typen, wie das geozentrische, das geografische und das lokale geodätische KS unterteilt. Die Koordinatensysteme und deren Transformationen sind hinlänglich in [14] und [33] beschrieben. Systematische Effekte z.B. aus der Erddrehung werden dabei nur an der Bewegung des Körpers berücksichtigt.

Aus messtechnischer Sicht müsste das körperfeste KS seinen Koordinatenursprung möglichst im definierten Drehzentrum eines Körpers haben. Der damit minimierte Abstand zwischen Beschleunigungsmessern und Drehpunkt erzeugt so keine oder vernachlässigbar kleine Beschleunigungen, welche sonst als systematischer Fehleranteil in der Messung berücksichtigt werden müsste. Dieser Messzustand ist in der realen Umwelt nicht oder nur teilweise gegeben, weil das Drehzentrum von der veränderbaren Massenverteilung im und am Körper abhängig ist. Gerade bewegte Objekte gehen zwangsläufig eine Wechselwirkung mit dem umgebenden Raum ein, ändern damit die Größe der äußeren Massen und damit letztendlich den Drehpunkt des Objektes [32]. Veränderliche Umgebungsbedingungen können zusätzlich eine Änderung in den Wechselwirkungen und somit wiederum eine Drehpunktverlagerung erzeugen. Aufgrund dieser Erkenntnisse wird der Koordinatenursprung zumeist in den Massenmittelpunkt, also den wahrscheinlichsten Drehpunkt des Objektes gelegt. Die Sensoren des Inertialsystems sind zumeist nicht im Koordinatenursprung angesiedelt. Um die oben genannte Zusatzbeschleunigung möglichst hinreichend bestimmen zu können, ist es wichtig, den Abstand zwischen einem Trägheitssystem und dem Koordinatenursprung, welcher Hebelarm genannt wird, zu bestimmen. Die Anzahl von Sensoren für ein Trägheitssystem kann verschiedenen sein. Die Kombination von drei Beschleunigungsaufnehmern mit drei Drehratensensoren ist der klassische Messaufbau, da so jeder Freiheitsgrad der Bewegung gemessen werden kann. Allerdings bringt jeder Sensor seine eigenen systematischen und stochastischen Fehler (siehe dazu Kapitel 6.3 und 6.4). Angesichts der Fehler wurde für das Trägheitssystem ein Inertiales KS entwickelt, welches dem körperfesten KS vom Aufbau her ähnlich ist (orthogonales Rechtssystem). Allerdings ist es zum körperfesten KS zumeist verdreht und verschoben und beinhaltet sämtliche geometrische Fehlereinflüsse.

## 6.2 Bewegungsmodelle

Grundsätzlich werden zwei Bewegungsmodelle unterschieden, welche mit drei bzw. sechs Freiheitsgraden in der Bewegung die Abkürzungen 3DoF und 6DoF tragen.

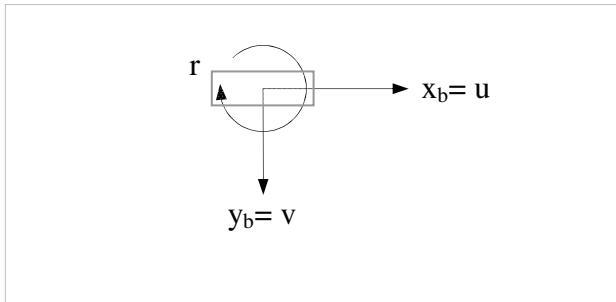


Abb. 6.2-1 3DoF-System

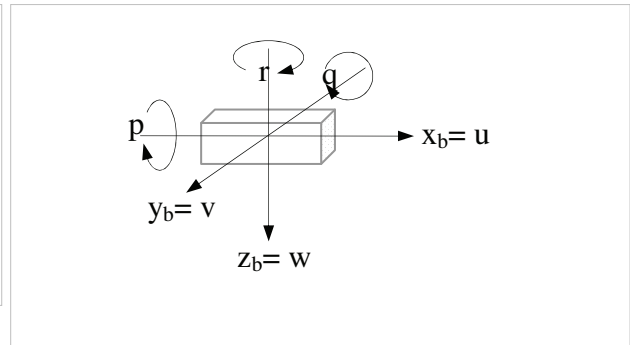


Abb. 6.2-2 6DoF-System

Das 3DoF-Bewegungsmodell kennt zwei translatorische Bewegungen ( $u, v$ ) und eine Drehbewegung ( $r$ ) um die Hochachse des Objektes. Wegen der fehlenden translatorischen Bewegung auf der Hochachse bewegt sich das Objekt in der Ebene, wie es in der Abb. 6.2-1 gezeigt wird. Üblicherweise werden Bewegungen von Landfahrzeugen und Schiffen, zumeist für navigatorische Zwecke, mit diesem Modell behandelt.

Das 6DoF-Bewegungsmodell beinhaltet drei Freiheitsgrade in der Translation ( $u, v, w$ ) und drei weitere Freiheitsgrade in der Rotation ( $p, q, r$ ) um die jeweiligen Achsen des körperfesten KS in der Abb. 6.2-2. Die Teilkomponenten ( $u, v, w$ ) des Translationsvektors werden oftmals als Indizes am Kraft-, Beschleunigungs- bzw. Geschwindigkeitsvektor gebraucht. Dahingegen werden die Rotationskomponenten zumeist direkt zur Bezeichnung der jeweiligen Drehrate benutzt. Aus diesem Grund wurde in der Abb. 6.2-1 und Abb. 6.2-2 auf die Verwendung des üblichen, kleinen Omega-Zeichens (Winkelgeschwindigkeit) und die Darstellung der physikalischen Größen (Kraft, Beschleunigung, Geschwindigkeit und Weg) verzichtet. Der Einsatz eines 6DoF-Bewegungsmodell hängt zunehmend vom Einsatzgebiet und der Bewegungsdynamik (U-Boote, Raumfahrzeuge, Flugzeuge) ab. Allerdings soll erwähnt werden, dass auch Schiffsbewegungen mit 6DoF-Bewegungsmodellen berechnet werden. Angesichts der neuen und sehr preiswerten MEMS-Sensoren könnten so Schiffsbewegungen mit Hilfe von GALILEO aktueller, zuverlässiger und genauer vermessen werden. Dies könnte zu einer Erhöhung der Sicherheit bis hin in den Hafenbereich ergeben.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass das Bewegungsmodell für ein Objekt hier durch die physikalischen und ökonomischen Rahmenbedingungen festgelegt wird. Die Anzahl und die Art der verwendeten Sensoren werden damit bestimmt.

### 6.3 Fehler der Trägheitsnavigation

Die Positionsbestimmung mittels Trägheitsnavigation unter den physikalischen Bedingungen der kommerziellen Schifffahrt ist eine sehr komplexe Aufgabenstellung. Die Fehlerbestimmung in der Trägheitsnavigation erhält damit eine besondere Bedeutung. Geringe systematische Fehler bei den inertialen Sensoren führen, wegen der numerische Integration von der Beschleunigung und der Drehraten, schnell zu größeren Ablagen bei der Lage, den Geschwindigkeiten und letztlich zu größeren Fehlbeträgen in der Position. Wegen der Vielzahl von Sensoren zur dreidimensionalen Messung von Beschleunigungen und Drehraten und der Unabhängigkeiten der Einzelmessungen muss ein besonderes Augenmerk auf die Messanordnung und auf deren Einbau auf den Messgeräteträger gelegt werden. Zudem spielt die Qualität des einzelnen Sensors eine entscheidende Rolle für das Positionsergebnis. Die Qualität wird durch die Fähigkeit bestimmt, den tatsächlichen Verlauf der Sensorkennlinie widerspiegeln zu können. Dabei kommt es darauf an, lineare und nichtlineare systematische Fehler realitätsnah zu beseitigen.

In der nachstehenden Aufstellung werden weitestgehend alle relevanten stochastischen und systematischen Fehlereinflüsse aufgelistet:

1. Fehler der Beschleunigungsmesser
  - a. Messfehler (Messrauschen, konstante Ablagen, Driften)
  - b. Kalibrierungsfehler (beim Kalibrierungsmodell, bei der Messung der Ein- und Ausgangswerte)
  - c. Ausrichtungsfehler (der Orthogonalität der Koordinatenachsen, des inertialen & körperfesten Koordinatensystem)
2. Fehler der Drehratensensoren
  - a. Messfehler (Messrauschen, konstante Ablagen bzw. Driften)
  - b. Kalibrierungsfehler (beim Kalibrierungsmodell, bei der Messung der Ein- und Ausgangswerte)
  - c. Ausrichtungsfehler (der Orthogonalität der Koordinatenachsen, des inertialen & körperfesten Koordinatensystem)
3. Quantisierungsfehler möglicher Analog/Digital-Wandler (A/D-Wandler)
4. numerische Berechnungsfehler
5. Anomalien der Gravitation

Die zu erwartenden Fehler 4 und 5 wurden nachfolgend aus dem Kompensationsverfahren ausgeschlossen, da eine Bestimmung als vorläufig nicht möglich eingestuft wurde. Diese systematischen Fehler sind im Messrauschen wieder zu finden und als zufällige Fehler zu behandeln.

### 6.3.1 Fehler durch Gravitation und Erdrotation

Die Trägheitsnavigation basiert u.a. auf der Messung von Beschleunigungen in einem inertialen Koordinatensystem. Die hier gemessenen Werte sind nicht frei von Scheinbeschleunigungen, hervorgerufen durch die Erdrotation  $\Omega_{ie}$  und die Gravitation  $G$ . Messungen mit Beschleunigungsaufnehmern müssen deshalb um das doppelte Kreuzprodukt  $\Omega_{ie}\Omega_{ie}\mathbf{R}$  korrigiert werden. Der lokal wirkende Gravitationsvektor  $\mathbf{g}$ , als größter Betrag des Vektors, ergibt sich dann aus:

$$\mathbf{g} = \mathbf{G}(\mathbf{R}) - \Omega_{ie}\Omega_{ie}\mathbf{R}$$

Gl. 6.3-1

Hierbei ist  $\mathbf{G}(\mathbf{R})$  der positionsabhängige Beschleunigungsvektor der Gravitation. Siehe dazu Abb. 6.3-1. Der Winkel  $\lambda$  ist die geografische Breite. In Abhängigkeit von  $\lambda$  muss der Betrag des Vektors  $\mathbf{R}$  berechnet werden.

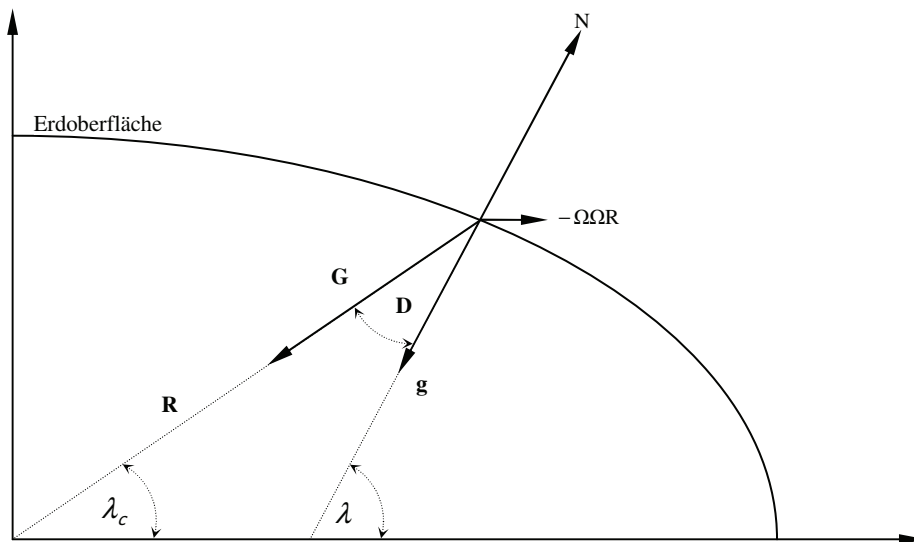


Abb. 6.3-1 Gravitationsvektor einer Masse an der Erdoberfläche [14]

Der Betrag des Vektors  $R_\lambda$  ergibt sich dann aus:

$$R_\lambda = \frac{a(1-e^2)}{\sqrt{1-e^2 \sin^2 \lambda}}$$

Gl. 6.3-2

mit

$a$  der großen Halbachse des Erdellipsoids (z.B. WGS84) und mit

$e$  der Exzentrizität des Erdellipsoids (z.B. WGS84).

Ausgehend von den Beschleunigungen und den Rotationen eines Messsystems im inertialen Koordinatensystem, müssen die Messungen ins körperfeste Koordinatensystem übertragen werden. Hier sind weitere Fehlerquellen, wie die Ausrichtung des Sensors zum Körper und die Vibrationseigenschaften des Körpers zu beachten. Vom körperfesten Koordinatensystem muss noch eine Transformation ins erdfeste Koordinatensystem erfolgen, damit geografische Koordinaten berechnet werden können.

## 6.4 Verfahren zur Fehlerschätzung

Jedem der im Kapitel 6.3 genannten Fehlereinflüsse, mit Ausnahme der Fehler 4 und 5, kann ein Verfahren zur Fehlerschätzung zugeordnet werden. Die Wirksamkeit der Verfahren bestimmt den verbleibenden Restfehler, welcher letztlich den Positionsfehler bestimmt.

### 6.4.1 Fehler der Beschleunigungsmesser

#### 6.4.1.1 Messfehler

Die Messfehler sind im Messrauschen, in konstanten Ablagen (Nullpunktfehlern) bzw. in linearen und nichtlinearen Driften (Abweichungen von der idealen Kennlinie) zu suchen. Das Messrauschen, konstante Ablagen bzw. lineare Driften lassen sich experimentell durch längere Einschwingzeiten des Sensors im Ruhezustand bestimmen. Voraussetzung dafür ist eine korrekte Kalibrierung des Beschleunigungsaufnehmers. Bei mechanischen Sensoren wird für diesen Zweck zumeist ein Feder-Masse-System benutzt, welche wegen ihrer teuren Fertigung keine Einsatzrechtfertigung in der kommerziellen Schifffahrt findet. Schließlich ist die Trägheitsnavigation nicht primärer Bestandteil der Schiffführung. Insofern werden bei zusätzlichen Navigationshilfen nur sehr preiswerte Systeme eingesetzt. Alternativ zu mechanischen Sensoren können dazu elektronische, piezoelektrische Bauelemente genutzt werden, welche bei preiswerten Beschleunigungsaufnehmern bislang zum Einsatz kommen.

#### 6.4.1.2 Kalibrierungsfehler

Elektronische Messfühler werden mittels ihrer Ein- und Ausgangsspannung und anhand der vorherrschenden Raumtemperatur kalibriert. Anhand der Messwerte lässt sich eine Kennlinie erstellen, welche den Bezug zur Beschleunigung am Sensor herstellt. Bei genauer Betrachtung der Kennlinien preiswerter piezoelektrischer Sensoren (z.B. ADXL202) fällt auf, dass die Angaben der Hersteller eher statistische Aussagen sind. Wegen der Massenfertigung und der damit einhergehenden Senkung der Stückkosten können nur stichpunktartige Qualitätskontrollen vorgenommen werden, wodurch eine exakte Bestimmung der Kennlinie eines Sensors nicht mehr möglich ist. Die exakte Berechnung der Beschleunigung an einem bestimmten Sensor ist daher weniger wahrscheinlich. Betrachtet man den ursprünglichen Verwendungszweck der elektronischen Sensoren (z.B. Auslöser für Airbags), so war dies, wegen der relativen Bezüge, auch nicht notwendig.

Die Benutzung von preiswerten piezoelektrischer Sensoren für Navigation setzt, wegen der Nutzung der absoluten Beschleunigung über große Zeiträume, die genaue Kenntnis der Kennlinien für die Kalibrierung voraus [35]. Diese Kennlinien lassen sich für jeden Sensor in der



jeweiligen Anordnung explizit nur in einer Klimakammer mit Drehtisch ermitteln. Unter den Laborbedingungen lassen sich dann zumeist lineare und im begrenzten Maß auch nichtlineare Vorgaben der Prüfungseinrichtung erreichen und mit den Messinformationen des Sensors vergleichen. Genauere Analysen insbesondere der Leistungs- bzw. der Temperaturaufnahme durch die Bewegung des Sensors erfordern zeit- und zumeist kostenintensive Tests am jeweiligen Einsatzort. Insbesondere Vibrationen des Schiffes haben einen erheblichen systematischen und veränderlichen Einfluss auf das Messergebnis.

#### **6.4.1.3 Ausrichtungsfehler**

Fehler in der Ausrichtung der Beschleunigungssensoren beziehen sich auf die Orthogonalität der Messachsen innerhalb des Messsystems. Bei der Fertigung von mechanischen Sensoren war insbesondere die Orthogonalität ein entscheidendes Kriterium für die Qualität des Messsystems. Eine ähnliche Bewertung existiert auch bei piezoelektrischen Sensoren, wobei die Fertigung von so genannten 2D-Arrays eine nahezu perfekte Orthogonalität in zwei Messachsen zulässt und eine Ebene aufspannt. Die dritte Dimension wird mit einem zweiten 2D-Array auf einem mechanischem  $90 [^\circ]$  Winkel erzeugt, wobei jeweils eine der Messachsen der 2D-Arrays in dieselbe Richtung zeigt. Die Differenz in der Messung bestimmt die Verdrehung der 2D-Arrays zueinander. Abweichungen kleiner  $1 [^\circ]$  in der Orthogonalität lassen sich so fertigungstechnisch leichter erzeugen. Darüber hinaus sollte es eine exakte Ausrichtung zum Korpus des Meßsystems geben. Das Messsystem kann dann leichter in das bewegte Objekt (Fahrzeug) eingebaut werden. Eine Bestimmung der Beschleunigungen in Vorraus- und Querrichtung des Körpers und damit die Ausrichtung zum körperfesten Koordinatensystem ist somit leichter möglich. Bekannte Fehlausrichtungen lassen nach [33] Kapitel 2.6.1 korrigieren.

#### **6.4.1.4 Fehlerbehandlung**

Ein Werkzeug zur Behandlung von linearen und nichtlinearen Fehlern ist aus mathematischer Sicht die Differenzialgleichung und aus rechentechnischer Sicht das Zustandsraummodell [34]. Wenn für einen Sachverhalt eine Differentialgleichung aufgestellt werden kann, dann ist es meist auch möglich, diese in ein Zustandsraummodell zu überführen.

Unter der Annahme, dass die Kalibrierungsvorschriften eher zu statistische Aussagen führen, bietet sich eine so genanntes ‚Black-Box-Schätzung‘ mit der PEM-Funktion von MatLab an, soweit lineare Modelle geschätzt werden sollen. Eine ähnliche Verfahrensweise bietet MatLab für nichtlineare Modelle an. Allerdings beziehen sich die Modelle zur Fehlerschätzung auf den Ruhestand eines Sensors, also in dem nicht bewegten Zustand. Es wird davon ausgegangen, dass in jedem Zustand gleiche Drift und Offsets existieren.

## 6.4.2 Fehler der Drehratensensoren

### 6.4.2.1 Messfehler

Der Messfehler von mechanischen bzw. von elektromechanischen Drehratenaufnehmern kann sehr vielschichtig sein. Die wichtigsten Qualitätsmerkmale liegen, wie auch bei den Beschleunigungsaufnehmern, im Messrauschen, bei den konstanten Ablagen in der Initialisierungsphase und bei den auftretenden Driften. Letztere sollten, wegen der unvermeidlichen Schätzung, nach der Standardkalibrierung weitestgehend linearer Natur sein. Bei höherwertigen Sensoren, werden mit der Kalibrierung Ablagen und Driften minimalisiert und gehen gegen Null. Klimakammer und Tests auf Drehtischen sind allerdings die Voraussetzung und machen diese Sensoren kostspielig. Der Vorteil von mechanischen Sensoren (Kreisel) ist die Bestimmung der Lage zur Nordausrichtung. Dies geschieht unter bestimmten Voraussetzungen zwangsläufig. Nachteilig sind die Anschaffungskosten, weil die Voraussetzungen wie geringer Reibungsverlust und hohe Drehzahl des Kreiselmotors ein exaktes Fertigungsmaß erfordern.

Beim Einsatz preiswerter Drehratenaufnehmer kommen, wie auch bei den Beschleunigungssensoren, piezoelektrische Bauelemente zum Einsatz. Hier finden sich demzufolge auch die gleichen Problemstellungen der Messung von Temperatur und Spannung am Sensor.

### 6.4.2.2 Kalibrierungsfehler

Die Kalibrierungsfehler von mechanischen Drehratenaufnehmern bzw. vom Kreiselssystem soll hier nicht diskutiert werden, weil im Rahmen der Arbeit lediglich ein Kreiselssystem benutzt wurde, welches im Vergleich zu den piezoelektrischen Drehratenaufnehmern nicht kalibriert werden musste.

Die Kalibrierung von piezoelektrischen Drehratenaufnehmern gestaltet sich ähnlich wie bei Beschleunigungssensoren. Allerdings ist hier die Präzision der Bestimmung von nichtlinearen Anteilen, wegen der Einfach-Integration zum Lagewinkel und der Redundanz der Bestimmung der Lagewinkel durch die Beschleunigungsaufnehmer um die X- und Y-Achse, bei unabhängigen 6-DoF Systemen, von untergeordneter Bedeutung.

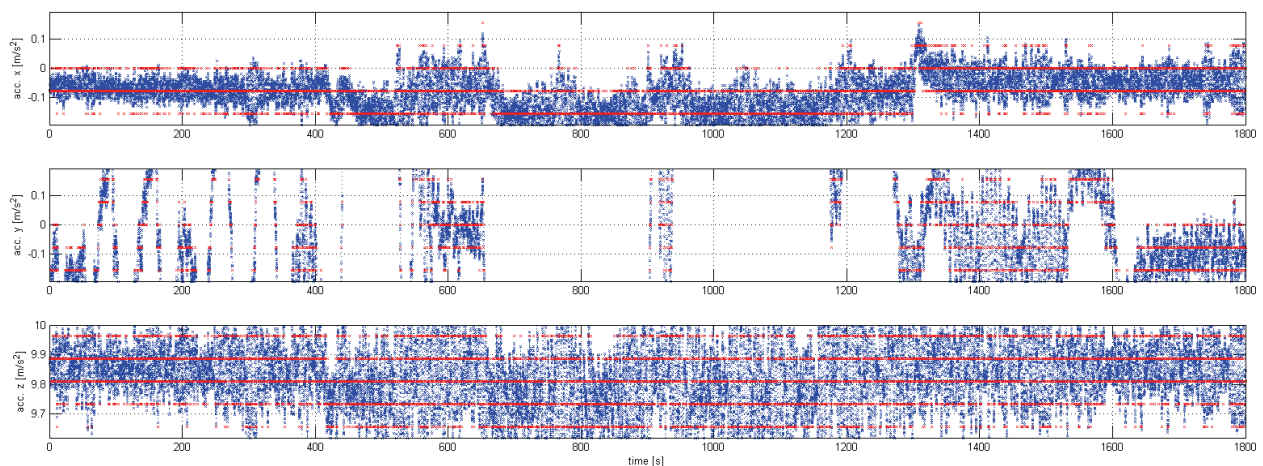
### 6.4.2.3 Ausrichtungsfehler

Die Bestimmung der Ausrichtungsfehler muss auf zwei verschiedenen Ebene erfolgen. Einerseits sollte die Orthogonalität der Koordinatenachsen hergestellt sein und andererseits ist die Ausrichtung zum körperfesten Koordinatensystem ein wichtiger Aspekt zur Bestimmung der Lagewinkel (auch Eulerwinkel benannt).

Die Orthogonalität der Koordinatenachsen ist aus messtechnischer Sicht kaum befriedigend zu bewerkstelligen, weil die Messungen gerade bei preiswerten Drehratenaufnehmern nicht unerhebliche stochastische Fehleranteile beinhalten. Ebenso ist auch aus mathematischer Sicht die Benutzung von Eulerwinkeln und deren Ableitung problematisch bei der Berechnung diverser Kombinationen von Sinus und Cosinus-Werten. Aus den genannten zwei Gründen werden die so genannten Quaternionen benutzt. Die Quaternionen (von lat. quaternio „Vierheit“) sind eine Erweiterung der reellen Zahlen, ähnlich den komplexen Zahlen. Erdacht wurden sie 1843 von Sir William Rowan Hamilton. Quaternionen erlauben in vielen Fällen eine rechnerisch elegante Beschreibung des dreidimensionalen Raumes, insbesondere im Kontext von Drehungen. Die Rechenvorschriften erlauben, im Gegensatz zu den Eulerwinkeln, die Drehung an ausschließlich einer Achse im Raum und Abweichungen von Orthogonalitätsprinzip können rechentechnisch leichter erkannt und kompensiert werden.

### 6.4.3 Fehler möglicher Analog/Digital-Wandler

Eine weitere Fehlerquelle im digitalen Zeitalter sind A/D-Wandler, welche nicht die notwendige Auflösung aufweisen. Zumeist werden zur Wandlung von analogen Messdaten wie Spannung und Strom A/D-Wandler benutzt, welche zwar den Aufnahmebereich abdecken, aber nicht die notwendige Bitauflösung besitzen. Bei einer 8-Bit Auflösung ist ein Zahlenbereich von 0 bis  $2^8$  möglich. Damit kann in einem  $\pm 5$  [V] Bereich ein Raster mit einer Schrittweite von  $10/256$  [V/Bit] (0.0390625) aufgespannt werden.



**Abb. 6.4-1 Beschleunigungsmessungen und deren Quantisierung auf dem Schiff**

In der Schifffahrt werden zumeist geringe Beschleunigungswerte gemessen, so dass eine sensible Messwerterfassung notwendig wird, welche je nach Schiffsgröße und Wetterlage auch einen größeren Messbereich als  $\pm 2$  [g] aufweisen kann. Demzufolge werden generelle Messungen geringe Änderungen in der Messwerterfassung ausmachen und erfordern eine exakte Messung, weil sich die Vernachlässigung geringer Änderungen über der Zeit einen Integrationsfehler

hervorrufen. In einem Messbereich von  $\pm 2$  [g] mit einer 8-Bit A/D-Wandlerkarte würden Messwerte kleiner  $0.076640625$  [ $\text{m/s}^2$ ] nicht mehr erfasst werden.

In der Abb. 6.4-1 sind Messwerte im 2,5 fachen Bereich von  $0.076640625$  [ $\text{m/s}^2$ ] um den Wert Null für die X- und Y-Achse und um g für die Z-Achse, von einem 48 [m] langem Schiff zu sehen. Die Quantisierung der Messwerte mit einer 8 bit A/D-Wandlerkarte würde die roten Plots zur Folge haben und den physikalischen Sachverhalt nur ungenügend wieder geben.

Der hauptsächliche Grund für die Benutzung von A/D-Wandlerkarten mit geringer Auflösung ist zumeist der große Unterschied im Anschaffungspreis. Preistreibend sind dabei insbesondere die notwendigen Schutzmechanismen der galvanischen bzw. optoelektronischen Trennung der A/D-Wandler Eingänge.

Eine generelle Empfehlung zur Verwendung von A/D-Wandlerkarten kann nicht ausgesprochen werden, weil das Verhältnis vom analogen Messbereich zur digitalen Auflösung in Bezug zur Aufgabenstellung gesetzt werden muß.

## 6.5 MEMS-Sensoren

Die rasante rechentechnische Entwicklung, der ökonomische Druck und die Erkenntnis, dass sich auch komplexe mathematische Zusammenhänge im Echtzeitbetrieb handhaben lassen, führten zur Entwicklung von so genannten intelligenten Sensoren. Zu dieser Kategorie gehören seit einigen Jahren die sehr preiswerten, selbstkalibrierenden MEMS-Sensoren [31].

Bei näherer Betrachtung der mathematischen Algorithmen zur Trägheitsnavigation wird deutlich, dass die Güte der Initialisierung ausschlaggebend für die Genauigkeit der Positionslösung ist. Die exakte Kalibrierung der Sensoren ist dafür eine wichtige Voraussetzung.

MEMS-Sensoren haben den Vorteil, dass die in den Kapiteln 6.4 aufgezeigten Fehler der Sensoren, hervorgerufen aus elektrischen und thermischen Gegebenheiten, z.T. gleich am Sensor kompensiert werden können.

Neben der enormen Kostensenkung<sup>3</sup> für ein Lagesystem sind die selbstkalibrierenden Eigenschaften für die Schifffahrt von besonderer Bedeutung. Anders als in der Luftfahrt, können Schiffe, abgesehen vom Dock, kaum eine Ruheposition einnehmen. Eine Rekalibrierung der Sensoren, wie ggf. bei Flugzeugen alle paar Stunden, kann hier nicht erfolgen. Zudem sind Schiffe wesentlich länger in ständiger Bewegung, so dass geringe Integrationsfehler schon nach wenigen Stunden schwerwiegende Folgen für die Bestimmung der Position hätten.

---

<sup>3</sup> von mehreren 100 T€ auf wenige T€ für ein Meßsystem mit sechs Freiheitsgraden

## 6.6 Trägheitsnavigation auf Seeschiffen

Die Trägheitsnavigation in der Seeschiffahrt unterliegt einer Reihe von physikalischen Bedingungen, welche in der Luftfahrt, dem klassischen Anwendungsfall, so nicht beachtet werden müssen. Anders als wie in der Luftfahrt bewegt sich das Schiff auf der Grenzfläche zwischen zwei strömungsfähigen Medien, welche grundsätzlich verschieden sind und sich gegenseitig beeinflussen. Beide Medien nehmen damit unterschiedlichen Einfluss auf das Bewegungsverhalten des Schiffes. Das Medium Wasser greift am Unterwasserschiff und das Medium Luft am Überwasserschiff an. Die Kraftverteilung am Schiffskörper kann damit sehr verschieden sein und erzeugt Momente, welche eine drastische Verlagerung des Drehpunktes bewirken können.

Die Lage des Sensors zum Drehpunkt des Schiffes (Hebelarm) ist wichtig für die Reduktion von zusätzlichen Beschleunigungen. Anders als bei Flugzeugen lassen sich die Hebelarme zum Drehpunkt schlechter bestimmen, weil sich diese mit den äußeren Bedingungen (vornehmlich hydrodynamische Massen des umgebenen Raumes [32]) ständig ändern können. Die Hebelarmbestimmung vom Sensor zum Schiffsdrehpunkt kann daher nur eine grobe Schätzung sein.

## 6.7 Ergebnisse

In der Abb. 6.7-1 wird ein Lösungsansatz zur unterstützten Trägheitsnavigation auf Seeschiffen gezeigt. Neben der Benutzung einer GNSS-Position und Geschwindigkeit als Startwert wird für die Stützung der Lage des Fahrzeuges durch den Kreiselkompass realisiert.

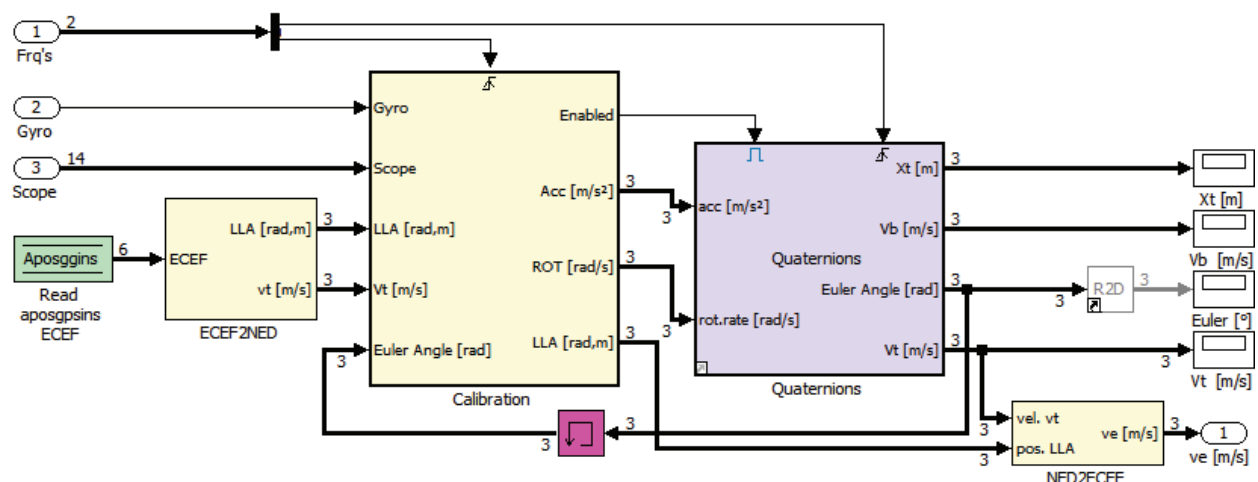


Abb. 6.7-1 Konvertierung, Kalibrierung, Fehlerschätzung und Strapdown-Berechnung

Die Kalibrierung der Sensoren der GU 3023 (alias GyroScope → Kw. Scope) und die Fehler Korrektur sowie die Stützung durch den Kreiselkompass erfolgt im Block ‚Calibration‘, welcher in der Abb. 6.7-2 gezeigt wird. Wegen der unterschiedlichen Frequenzen in der Datenerfassung und dem Ausschluss von Fehlern, insbesondere in der Zeitverschiebung, wurde eine interne Zeit mit Triggerung im Block ‚Calibration‘ eingeführt.

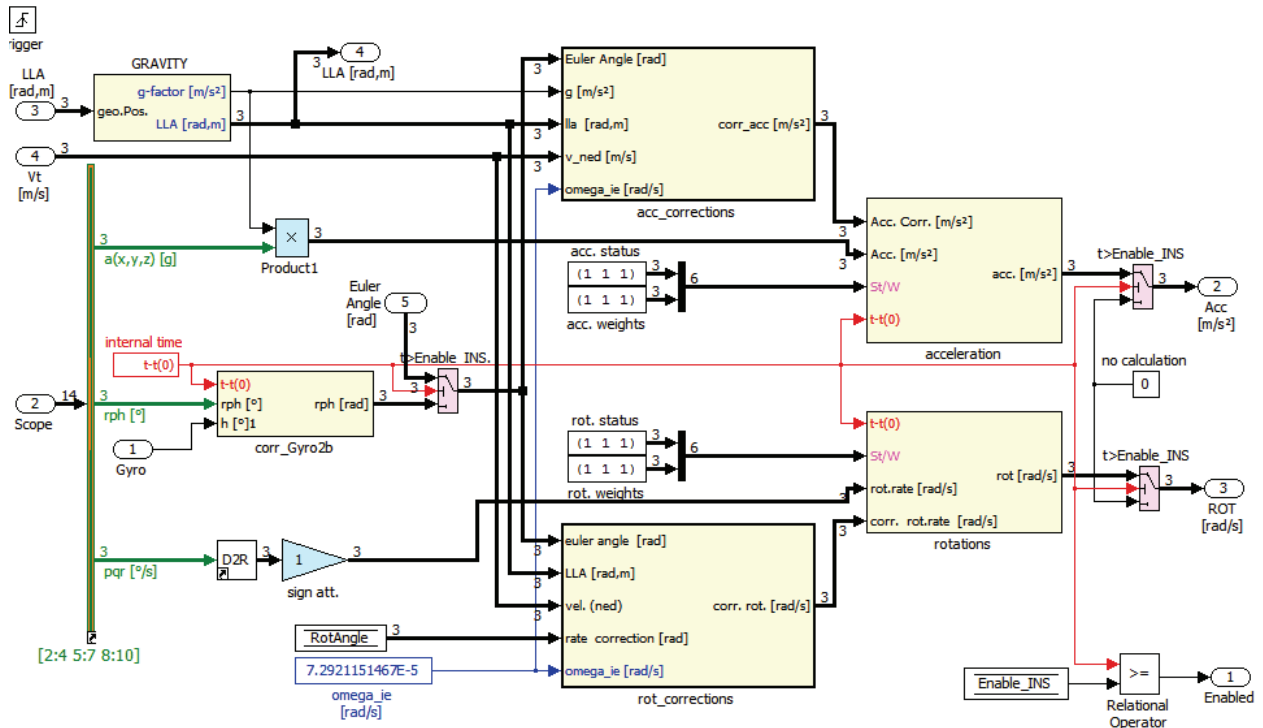


Abb. 6.7-2 Kalibration und Fehlerschätzung

Zur Korrektur der Beschleunigung und der Drehrate wurden die Blöcke ‚acc\_correction‘ und ‚rot\_correction‘ eingesetzt, welche in den Abb. 6.7-3 und Abb. 6.7-4 gezeigt werden. Die Blöcke wurden aus den Algorithmen in [14] erstellt.

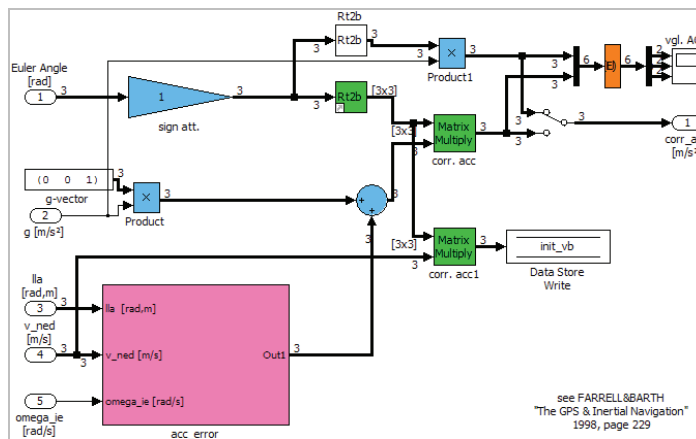


Abb. 6.7-3 Sub-Modell ‚acc\_corrections‘

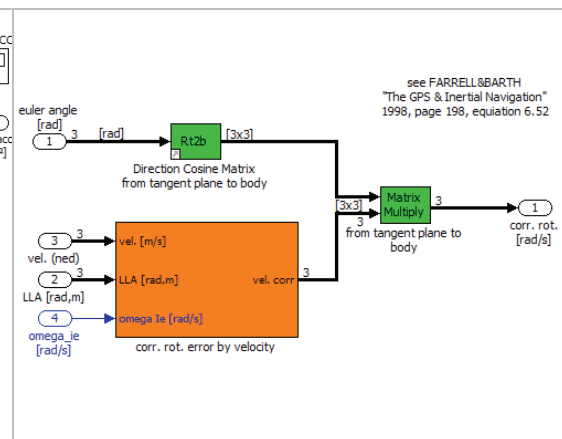


Abb. 6.7-4 Sub-Modell ‚rot\_correction‘

Gewöhnlicherweise müssen Trägheitssysteme von Schiffen nicht mit dem Kreiskompass abgeglichen werden, weil diese nordausrichtende Kreisel beinhalten. Der verwendete Sensor GU°3023 besitzt diese Funktionalität nicht, so dass der Block ‚corr\_Gyro2b‘ eingeführt wurde. Zur Untermauerung der Notwendigkeit der Stützung wurden in der Abb. 6.7-5 die Drehraten des Kreiskompass (dheading) und die Drehraten des Lagewinkelsensors (GU 3023) aufgezeigt. Die Abkürzungen (droll, dpitch, dyaw) verweisen auf die gemessenen, einfach differenzierten Lagewinkel. Die Buchstaben (p, q, r) zeigen die gemessenen Drehraten. Anhand des Vergleichs der Drehraten des Kreiselkompass (dheading) und des Sensors GU°3023 (r & dyaw) in der



Abb. 6.7-5, im unteren Diagram, wird deutlich, dass der Lagewinkelsensor zeitweise erheblich andere Ergebnisse aufweist als der Kreiselkompass.

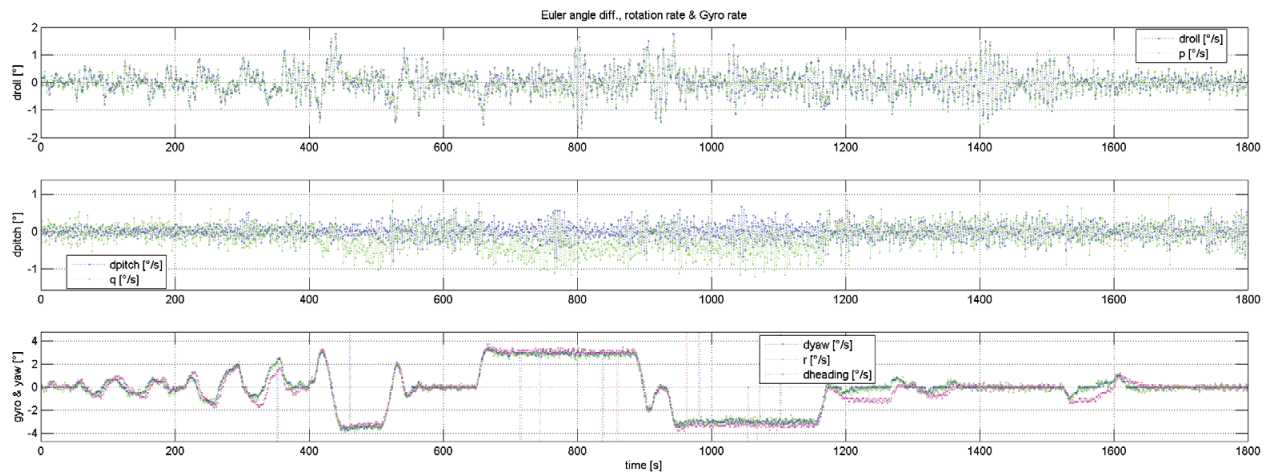


Abb. 6.7-5 Vergleich der Drehraten der Sensoren ‚Scope‘ und ‚Gyro‘

Aus diesem Grund wurden Labortests zur Messunsicherheit des Lagewinkelsensors ausgeführt. Im Ergebnis musste festgestellt werden, dass kleine Lagewinkeländerungen und geringe Beschleunigungen nicht registriert werden. In der Umkehrfolgerung können Schiffe, wie es in der Abb. 6.7-5 ersichtlich wird, diese Zustände auch während der Fahrt einnehmen. Wegen der Integration der Messdaten im Navigationsalgorithmus (Abb. 6.7-6) sollten Lagewinkelsensoren dieser Bauart nicht wieder verwendet werden.

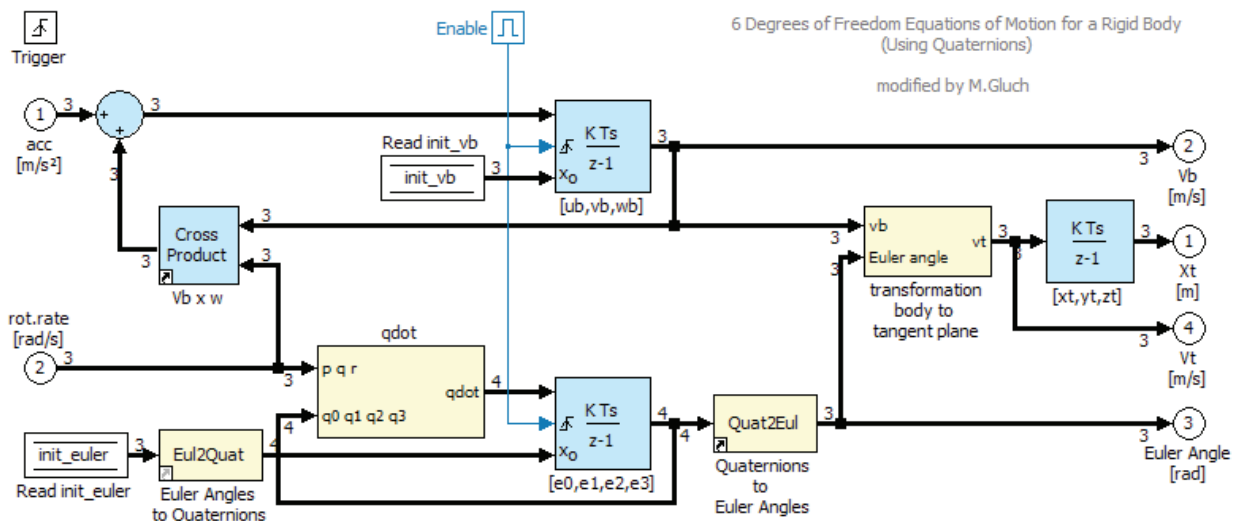


Abb. 6.7-6 Integration via Quaternionen

Trotz dieser ernüchternden Erkenntnis wurde dennoch der Versuch unternommen (Abb. 6.7-6), aus den Messdaten (Beschleunigung und Drehrate), durch Adaption des MatLab/Simulink-Algorithmus (Abb. A.5 -3) eine Lage und Geschwindigkeit im Raum zu berechnen. Ziel der Bemühungen sollte die Kombination mit GNSS-Positionen sein. Bis zu diesem Zeitpunkt war zudem nicht ganz klar, welche Qualität der Geschwindigkeitsinformation vorhanden sein muss, um dennoch brauchbare Daten zu erhalten.



## 7 Positionsbestimmung mittels GNSS und Trägheitssensoren

Generell lassen sich drei verschiedene Verfahrensweisen zur Positionsbestimmung aus GNSS- und inertialen Messungen ableiten, welche in den nächsten drei Kapiteln kurz skizziert wurden. Eine weiterreichende Darstellung ist u.a. in [14] enthalten.

### 7.1 GNSS Stützung der INS-Positionslösung

Die erste Verfahrensweise basiert auf den Positionslösungen beider technischer Systeme. Die Differenz der Positionslösungen, siehe Abb. 7.1-1, wird dabei gefiltert und der INS-Positionslösung beigelegt.

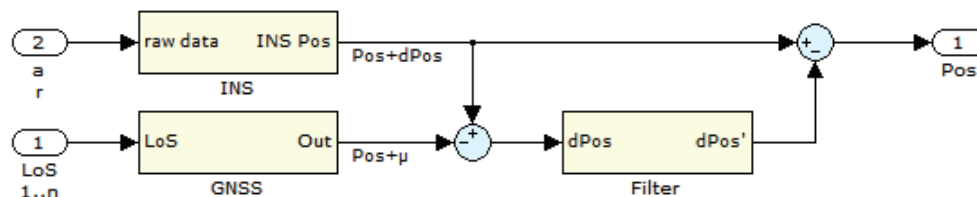


Abb. 7.1-1 Stützung von INS Positionslösung

Die Voraussetzungen für diese Verfahrensweise ist die Annahme, dass der Fehler  $\mu$  gegen Null tendiert und damit der verbleibende Driftfehler (dPos) ermittelt, gefiltert und kompensiert werden kann. Zudem wird davon ausgegangen, dass die INS-Positionslösung einer nahezu linearen Drift (dPos) unterliegt, welche mit der genaueren aber weniger stabileren GNSS-Lösung über längere Zeiträume hinweg bestimmt werden könnte. Im Ergebnis stützt die GNSS-Positionslösung die INS-Position.

### 7.2 GNSS-Stützung der INS-Positionslösung mittels Rangevorhersage

Der zweite Ansatz zur Stützung der INS-Positionslösung geht einen Schritt weiter und nutzt die Richtungscosinus-Matrix (A) aus den GNSS-Algorithmen zur Positionsbestimmung (Block-GNSS) und die Geschwindigkeit der INS-Positionslösung (Block-INS) zur Vorhersage der Rangerestwerte.

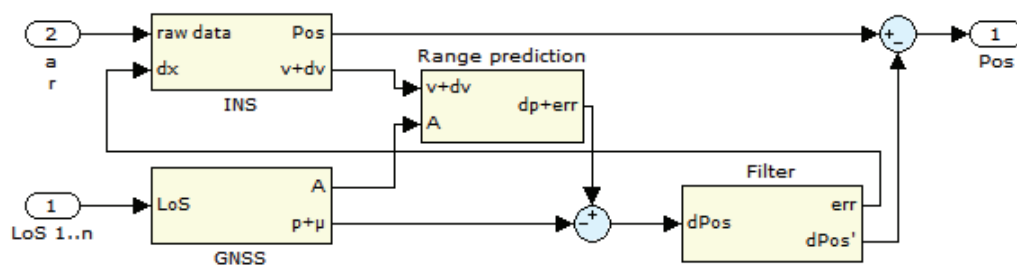


Abb. 7.2-1 Stützung der INS Positionslösung mittels Rangevorhersage

Nach der Korrektur der Positions differenzen durch Subtraktion der Vergleichswerte erfolgt eine

Filterung, welche im Ergebnis die gefilterte Positionsänderung ( $dPos'$ ) und einen Fehlervektor ( $err$ ) beinhaltet. Der Fehlervektor kann, muss aber nicht zwingend, zur Korrektur des INS-Positionsergebnis herangezogen werden.

### 7.3 Starre GNSS-Stützung der INS-Positionslösung

Die starre Stützung, im englischen als „tightly coupled“ bezeichnet, hat als Grundalgorithmus den Stützungsansatz aus Kapitel 7.2.

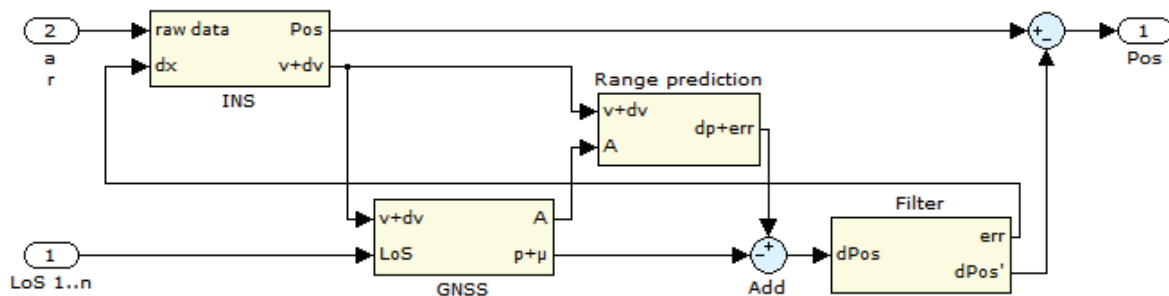


Abb. 7.3-1 starre Stützung der INS Positionslösung

Lediglich der Algorithmus zur GNSS-Positionbestimmung wird zusätzlich gestützt mit der Geschwindigkeit oder der Position des INS-Algorithmus. Diese Verfahrensweise ist jedoch nur dann sinnvoll, wenn die Werte des Eingangsvektors „ $v$ “ mit einem kleineren Fehler „ $dv$ “ behaftet sind als diese vom GNSS-Algorithmus zu erwarten sind. Auch hier kann der Fehlervektor zur Korrektur des INS-Positionsergebnis herangezogen werden.

### 7.4 Lösungsansatz GNSS & Trägheitsnavigation auf einem Schiff

Die genannten Algorithmen zur Kombination von GNSS und INS in den oberen Kapitel sind für die Luftfahrt und deren technischen Gegebenheiten entwickelt und entsprechend angepasst worden. Die generelle Verfahrensweise ist sicherlich auch für andere bewegte Objekte adaptierbar, wenn das reale Umfeld dieser Objekte eine ähnliche Datenqualität wie in der Luftfahrt zulässt. Dieser Umstand ist in der Seeschifffahrt an der Grenze zweier unterschiedlicher Fluide leider nicht gegeben. Insbesondere die zu bewegendenden Trägheitsmassen um das Schiff herum, haben einen anderen Stellwert als in der Luftfahrt. Zudem ist der Aufstellungsort des Trägheitssystems verschieden vom Drehpunkt des Schiffes, weil sich dieser wegen der Bewegung im Wasser stark verändern kann. Der Antennenstandort des GNSS-Empfängers ist ebenfalls zu beachten, weil sich die Drehbewegungen des Schiffes auf die gemessenen Positionsänderungen (im Idealfall die Geschwindigkeit) auswirken.

Aus hard- und softwaretechnischen Erwägungen heraus entschied sich der Autor für die Nutzung eines ähnlichen Lösungsansatz wie im Kapitel 7.2, wobei der INS-Sensor, aufgrund der zu

erwartenden Ungenauigkeiten (Kapitel 6.7), nicht als hauptsächlicher Positionssensor benutzt wird. Vielmehr soll der INS-Sensor lediglich eine Verbesserung der Positionskontinuität des GNSS-Sensors bewirken und bestenfalls Totalausfälle in den Rangemesswerten kompensieren.

### 7.4.1 Ergebnisse

Die Messdaten des inertialen Systems werden, wegen der Bestimmung der Fehler, zumeist mit höheren Taktraten aufgenommen. In der Zusammenführung zweier Systeme bestimmt dann zumeist das System mit der höheren Taktrate, wie die weitere Datenverarbeitung erfolgen muss. Das Stützsensoren ist dabei zumeist das System mit der geringeren Taktrate. Diese Verfahrensweise gestattet in der Regel eine einfachere Zusammenführung der Systeme.

Im Gegensatz dazu basiert der Lösungsansatz in Abb. 7.4-1 auf der Zusammenführung von gleichberechtigten Eingangswerten, welche im Idealfall mit der gleichen Wahrscheinlichkeit in die Lösung einfließen. Der Lösungsansatz ergibt sich im Wesentlichen aus den Simulink-Modellen der Kapitel 3.6 und 6.7, welche im Anhang (Kapitel A.3 und A.6) mit weiteren Darstellungsebenen gezeigt werden.

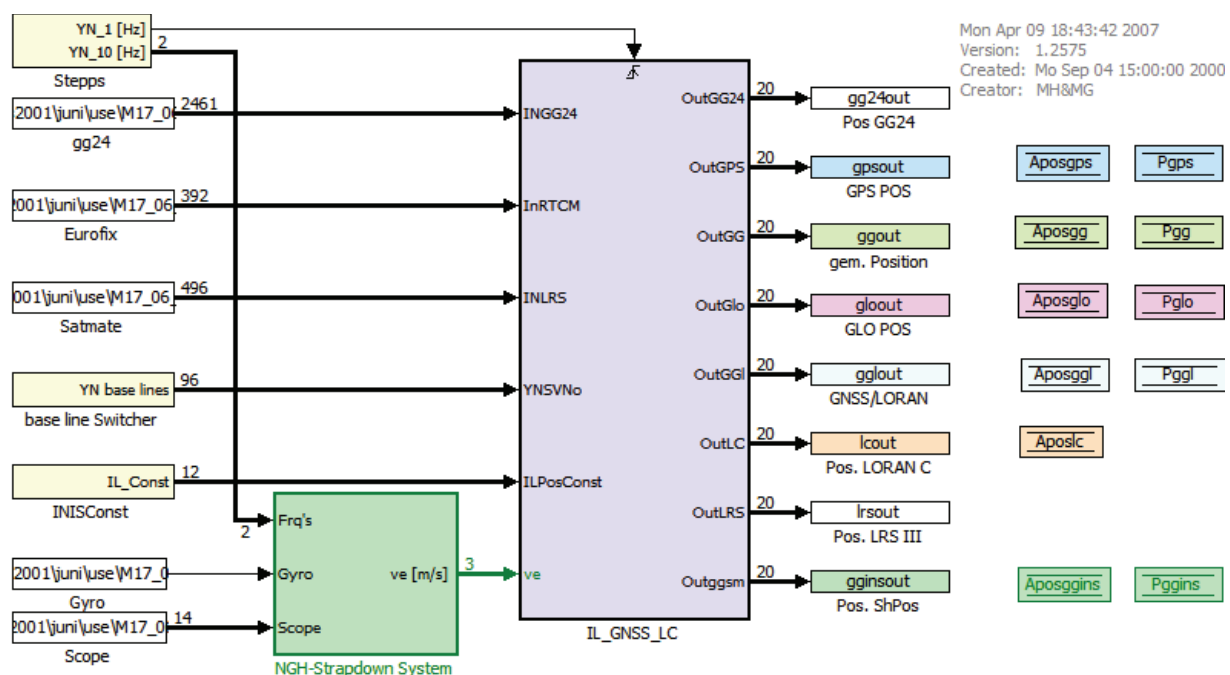
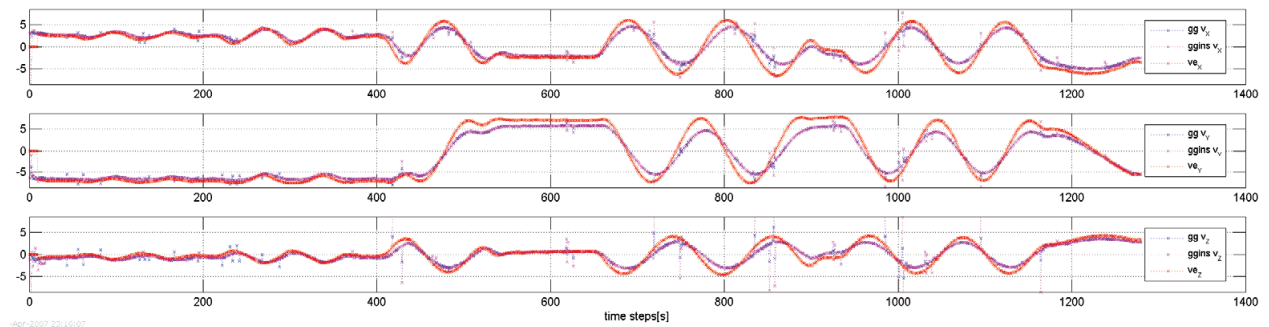


Abb. 7.4-1 INS/GNSS-Kopplung mit Frequenzänderung

Der Block 'IL\_GNSS\_LC' wird um einen Eingang 've' erweitert. Der neue Eingang beinhaltet die berechnete Geschwindigkeit aus dem Block 'NGH-Strapdown System' im ECEF-Koordinatensystem in X,Y,Z-Richtung. Der Begriff 'Strapdown' ist der tatsächlichen 'Strap-Down'-Berechnung entlehnt, wenngleich eine Positionsbestimmung auf diese Weise nicht erfolgt. Vielmehr basiert die Positionsbestimmung auf den Range-Differenzen des GNSS-Systems und den inertialen Daten des GU<sup>o</sup>3023-Lagewinkelsystems.

Die hier angewandte Zusammenführung der Messsysteme baut auf eine Kontinuität der Trägheitssensoren, welche komplementär zur Satellitennavigation sein sollte. Zur Sicherstellung der Annahme wurden die Geschwindigkeiten im ECEF, welche quasi die Eingangsgrößen für die Kopplung des GNSS- und Trägheitssystem bilden miteinander verglichen.



**Abb. 7.4-2 INS- und GNSS-Geschwindigkeiten im ECEF**

In der Abb. 7.4-2 werden bezogen auf die ECEF KS-Achsen jeweils drei Geschwindigkeitsverläufe in [m/s] über der Zeit/Epoche dargestellt. Bemerkenswert ist, dass die berechnete Geschwindigkeit  $v_e$  des NGH-Sensors (rot) eine Art Überschwingverhalten gegenüber der GNSS-Geschwindigkeit „ $gg\ v$ “ (blau) zeigt, welche als Startgeschwindigkeit genutzt wird. Zudem kann festgestellt werden, dass es einen zeitlichen Versatz gibt, wenn jeweils des Maxi- bzw. Minimum der Geschwindigkeit betrachtet wird. Nicht ganz geklärt ist der Umstand, warum gelegentlich die Kombination von  $v_e$  und  $gg\ v$  im Ergebnis  $ggins\ v$  zusätzliche Fehler erzeugen.

## 8 Positionsbestimmung mit einem dynamischen Schiffsmodell

Bei der Betrachtung der vorangegangenen Kapitel musste festgestellt werden, dass die aufgezeigten Algorithmen nur bedingt zuverlässige Positionslösungen liefern können.

Bei der Untersuchung der verschiedenen Fehlereinflüsse auf die Rangemesswerte in der Satellitennavigation (Kapitel 2.3) und die daraus resultierenden Ungenauigkeiten bei der Berechnung einer GNSS Positions- und Geschwindigkeitslösung ergab sich die Frage nach einer möglichen Verbesserung durch den Einsatz der an Bord befindlichen Sensoren, welche im herkömmlichen Sinn zur Navigation genutzt werden.

Im Wesentlichen verbleiben, unter dem Ausschluss der Benutzung des Loran-C und des Radarsystems, drei verschiedene Möglichkeiten zur Stützung bzw. den Ersatz von mangelhaften oder fehlenden Positionsmesswerten. Die Stützung kann dann:

- durch ein Trägheitsnavigationssystem,
- durch die traditionelle Koppelnavigation und
- durch ein dynamisches Schiffsmodell erfolgen.

Die Trägheitsnavigation wurde schon in den Kapiteln zuvor behandelt und wird deshalb nicht weiter betrachtet. Allerdings stellt sich hier die Frage, ob nicht eine Kopplung von Bordsensoren, Trägheitssystem und Schiffsmodell für Untersuchungen als Fortsetzung der vorliegenden Arbeit angestrebt werden sollte.

Betrachtet man die an Bord von Schiffen vorhandene Sensoren wie Kreiselkompass und Fahrtmessanlage (Doppler-Log), so haben diese Sensoren zunächst einmal primär nichts mit der Positionsbestimmung zu tun. Auf der Grundlage der Daten dieser Sensoren lässt sich jedoch eine bekannte Position zumindest für einen bestimmten Zeitraum integrativ fortschreiben. Dieses Verfahren wird Koppelnavigation genannt. Leider wird in Abhängigkeit vom Fehlerverhalten der einzelnen Sensoren der Fehler der integrativen Lösung mit der Messdauer immer größer. Zudem muss beachtet werden, dass nicht auf allen Schiffen qualitativ höherwertige Fahrtmessanlagen zur Messung der Geschwindigkeit über Grund vorhanden sind. Zumeist wird lediglich nur die Fahrt durchs Wasser erfasst. Und letztlich spricht dann gegen den Einsatz der Koppelnavigation die Strömung, welche wegen der fehlenden Messung, oder schlechten Schätzung zumeist unberücksichtigt bleibt.

Eine weitere Möglichkeit der integrativen Positionsbestimmung bietet die Nutzung von dynamischen Schiffsbewegungsmodellen. Bei der Stützung der Positionsberechnung mit einem dynamischen Schiffsmodell handelt es sich um eine hardwaretechnisch kostengünstige Variante, welche im Weiteren untersucht werden soll.

## 8.1 Grundlagen des Schiffsmodells

Ausgangspunkt bei der Entwicklung des dynamischen Schiffsmodells sind die dynamischen Bewegungsgleichungen, die jedem Schiff zu Grunde liegen. Schiffe bewegen sich bekanntermaßen in sechs Freiheitsgraden, zumeist an der Wasseroberfläche. Aus diesem Grund wird auf die mathematische Modellierung der Höhenkomponente verzichtet. Zudem wird, wegen der im Regelfall selbst ausgleichenden Bewegung um die X- und Y-Achse, als Roll- und Stampfwinkel bekannt, auch dessen mathematische Nachbildung zunächst nicht weiter angegeben. Für die Beschreibung des Bahnverhaltens eines Schiffes reicht es dann im Allgemeinen wie bei der Koppelnavigation aus, die drei Freiheitsgrade der Ebene zu betrachten. Die Freiheitsgrade beinhalten zwei translatorische und eine rotatorische Bewegung, welche im seemännischen Sprachgebrauch auch als Schnellen, Versetzen und Gieren bezeichnet werden.

Bei diesem Ansatz ergibt sich ein System mit drei gekoppelten Differentialgleichungen 1.Ordnung mit

$$\begin{aligned} X &= (m + m_x) \cdot \dot{u} + (m + m_y) \cdot v \\ Y &= (m + m_y) \cdot \dot{v} + (m + m_x) \cdot u \\ N &= (I_z + m_z) \cdot \dot{r} \end{aligned}$$

**Gl. 8.1-1**

im schiffsfesten Koordinatensystem.

$m$	Masse
$I_z$	Massenträgheitsmoment um z-Achse
$m_x, m_y$	hydrodynamische Massen in Achsenrichtung
$m_z$	hydrodynamisches Massenträgheitsmoment um die z-Achse
$v$	Quergeschwindigkeit
$u$	Längsgeschwindigkeit
$r$	Drehrate
$X, Y, N$	äußere Kräfte

Auf den rechten Seiten der Gleichungen (Gl. 8.1-1) stehen die Massenkräfte und auf den linken Seiten die äußeren Kräfte. Zunächst ist es erforderlich, einen tragfähigen Ansatz für die äußeren Kräfte zu finden. Grundsätzlich existieren zwei Ansätze zur Lösung dieser Gleichungen:

- Berechnung aller Gleichungsparameter
- Nutzung eines Identifikationsverfahren zur Schätzung der Parameter

Ein Teil der Gleichungsparameter kann recht exakt rechnerisch bestimmt werden, vor allem die Massen und Trägheitsmomente. Für die Rumpf-, Ruder- und Windkräfte sowie die hydro-

dynamischen Massen und Massenträgheitsmomente gibt es umfangreiche Theorien mit deren Hilfe diese Kraftanteile und ihre entsprechenden Beiwerte berechnet werden können, wobei die Genauigkeit gering und ein erhöhter mathematischer Aufwand erforderlich ist.

Schon im Projekt INIS II wurde für die Bestimmung der Ruder- und Rumpfkkräfte ein Parameteridentifikationsverfahren herangezogen. Hierbei wurden komplette Modelle, wie sie in Schiffbauversuchsanstalten parametrisiert wurden, heran gezogen. Unterschiedlichste Manöver wurden berechnet unter dem Gesichtspunkt, wie viel Anteil an der Gesamtkraftwirkung die einzelnen Parameter erbringen [36]. Dabei wurde festgestellt, dass von teilweise 30 zu identifizierenden Parametern pro Gleichung weniger als 10 wirklich wichtig sind. Diese Vorgehensweise wird als Signifikanzanalyse bezeichnet. Bei genauerer Betrachtung existieren Abhängigkeiten der äußeren Kräfte von folgenden Größen:

$$X, Y, N = f(u, v, r, \delta_R, \alpha, n, v_w, Re, Fn, \dots).$$

Gl. 8.1-2

$\alpha$	Windbegegnungswinkel
$v_w$	Windgeschwindigkeit
$n$	Wellendrehzahl
$Re$	Stromrichtung
$Fn$	Stromgeschwindigkeit
$\delta_R$	Änderung des Ruderwinkels

Anhand der Gl. 8.1-2 wird deutlich, welche Eingangsinformationen außerhalb des Gleichungsansatzes ermittelt werden müssen. Üblicherweise werden die Eingangsgrößen gemessen oder anhand von Annahmen geschätzt. Die an Bord befindlichen Sensoren für Ruderlage, Drehzahl und Wind, können zur Erfassung der Modelleingangsgrößen genutzt werden. Die direkte Bestimmung des Stromeinflusses ist nicht so einfach.

Zumeist wird der Einfluss von Strom und Wind mittels des gemessenen Positionsversatzes gegenüber der Sollbahn pro Zeiteinheit ermittelt. In diesem Fall wird für die Positionsbestimmung um den systematischen Fehler der Positionsdivergenz

$$\mathbf{dp}_{err} = \mathbf{w} + \mathbf{s}$$

Gl. 8.1-3

ergänzt. Dabei sind  $\mathbf{w}$  und  $\mathbf{s}$  die Vektoren für Wind und Strom.

Wenn jedoch der Wind gemessen wird, liegen nur Messwerte für eine Komponente des Positionsversatzes vor. Der anteilige Einfluss auf den Positionsversatz hängt dann von der Windangriffsfläche ab, welche einerseits von den geometrischen Abmaßen des Überwasser-



schiffes und der Lage des Schiffes zur Anströmung durch den Wind abhängt. Daher ist einer der Eingangsgrößen der Windbegegnungswinkel ( $\alpha$ ). Ähnlich wie der Windeinfluss müsste auch der Stromeinfluss berechnet werden, wobei hier die Größe der geometrischen Abmessungen des Unterwasserschiffes und dessen Lage zur Anströmung durch das umgebende Wasser herangezogen werden müssten. Allerdings ließe sich der Stromeinfluss auch durch Umstellen der Gl. 8.1-3 ermitteln, wenn es verlässliche Positionsabweichungen  $\mathbf{dp}_{err}$  vom Zeitpunkt t-1 geben würde. Leider ist diese Voraussetzung auch mit der Satellitennavigation nicht ausreichend gegeben.

Sowohl bei der Bestimmung von Wind- als auch von Stromkräften müssten mathematische Modelle zur Korrektur der Messwerte herangezogen werden. Wind- und auch Strommessungen können sehr gestört sein, weil beide Meßsysteme aus strömungsmechanischer Sicht nur in der Grenzschicht, oder in der Nähe dieser, aufgebaut werden können. Beim Wind sind es Verwirbelungen an den Aufbauten. Im Wasser trägt die Eigenbewegung des Schiffes zu erhöhten Verwirbelungen bei.

Trotz der idealisierten Vorstellung, dass die geometrischen Abmessungen des Schiffes bekannt sein dürften, erweist sich die Bestimmung der aktuellen äußeren Kräfte wegen der Messmethodik der Wind- und Stromsensoren als schwierig. Insofern ist es sowohl aus technischer als auch aus ökonomischer Sicht weniger aufwendig mit zeitlich begrenzten Schätzungen zu arbeiten.

Während die Gl. 8.1-1 die allgemeine Beschreibung eines Bewegungsmodells mittels Kräften wiedergibt, beschreiben die daraus abgeleiteten, nachstehenden Gleichungen für

$$\begin{aligned}\hat{v}_x &= A_{11}v_x + B_{11}n + B_{21}\delta_R r + B_{31}r^2 + B_{41}v_y r + B_{51}\delta_R^2 + B_{61}\frac{v_w^2 \cos(\alpha)}{v_x^2}, \\ \hat{v}_y &= A_{12}v_y + B_{12}\delta_R + B_{22}r + B_{32} + B_{42}|\delta_R|\delta_R + B_{52}v_y r^2 + B_{62}\frac{v_w^2 \sin(\alpha)}{v_x^2} \text{ und} \\ \hat{r} &= A_{13}r + B_{13}\delta_R + B_{23}v_y + B_{33} + B_{43}|\delta_R|\delta_R + B_{53}\delta_R|r| + B_{63}v_y^2 r + B_{73}\frac{v_w^2 \sin(2\alpha)}{v_x^2},\end{aligned}$$

**Gl. 8.1-4**

welche die Längs- und Quergeschwindigkeiten und die Drehrate im 3DoF, körperfesten Koordinatensystem repräsentieren. Wie man erkennen kann, spielen die Parametersätze ( $\mathbf{A}, \mathbf{B}$ ) eine entscheidende Rolle bei der Modellierung des Bewegungsverhaltens eines speziellen Schiffes. Darüber hinaus ist es sogar notwendig, verschiedene Fahrtzustände des Schiffes mit jeweils verschiedenen Parametersätzen auszustatten, um im Genauigkeitsbereich der Satellitennavigation zu bleiben. Beim Einsatz eines Schiffsmodells ist deshalb die Ermittlung der

Parametersätze, für die verschiedenen Bewegungszustände besonders wichtig. Die Parameter ändern sich z.B. bei verschiedenen Fahrtstufen und bei unterschiedlichen Beladungszuständen. Zudem ist das Verhalten bei größerem Seegang im Modellansatz nicht abgedeckt.

Die beschriebenen Methoden der integrativen Positionsfortschreibung (Koppelnavigation und Schiffsmodell) sind für die praktische Positionsbestimmung mit höherem Genauigkeitsanspruch als ungeeignet einzustufen. Es bietet sich jedoch an, die aufgezeigten Möglichkeiten zur Stützung und Filterung der Positionslösung von GNSS Empfängern zu nutzen.

## 8.2 Kombination GNSS & Schiffsmodell auf der Basis von Positionsdifferenzen

Die Bemühungen eine GNSS-Positionsbestimmung mit einem Schiffsmodell zu kombinieren, führte im Projekt INIS II [19] zu einem zweiten Ansatz des Online Filters für Schiffspositionen (OFSP). Ausgehend von den grundsätzlichen Anforderungen an das Filter und dem Ansatz aus Gl. 8.1-2 ergibt sich für den OFSP folgende allgemeine Struktur (Abb. 8.2-1).

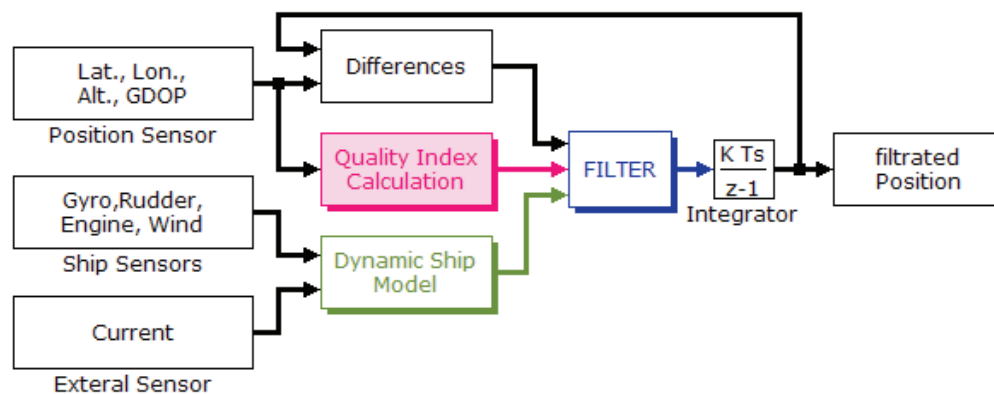


Abb. 8.2-1 Grundstruktur des OFSP

Der OFSP ist ein Filtersystem, in dem die beiden unterschiedlichen Ansätze der Positions-ermittlung eines Dynamikmodells und eines Positionssensors verschmolzen werden. Auf der Basis eines Dynamikmodells werden, anhand von Eingangsgrößen, die Zustandsgrößen berechnet, die das dynamische Verhalten eines Schiffes beschreiben. Durch die Integration dieser Zustandsgrößen lassen sich, ausgehend von einer bekannten Position, hohe Genauigkeiten hinsichtlich der Positionierung für kürzere Zeiträume ( $<20$  [s]) erreichen. Bedingt durch Modellfehler und die Wirkung von Störgrößen kommt es jedoch zu einem Integrationsfehler, der eine solche integrative Positionsermittlung für längere Zeiträume ( $>60$  [s]) unbrauchbar macht. Im Bereich zwischen 20 bis 60 Sekunden entsteht ein Bereich, welcher in Abhängigkeit von den Eingangsgrößen und vom Fahrtverhalten des Schiffes durchaus auch brauchbare Ergebnisse liefern kann. Die Positionssensoren sollten hierbei keine Integrationsfehler erzeugen. Bedingt durch unterschiedliche Einflüsse sind kurzzeitige Ausfälle und starke Abweichungen der Positionslösung jedoch möglich. In Abhängigkeit vom genutzten Positioniersystem gibt es systembedingte Unterschiede der Störcharakteristika.

Eine entscheidende Rolle bei der Steuerung eines solchen Filtersystems hat die Detektion der Störungen. Verschiedene Indikatorgrößen bieten sich zur Erkennung von Störungen und damit zur qualitativen Bewertung der Positionslösung an. Für den OFSP wurde auf dieser Basis eine geeignete Filtersteuerung erarbeitet werden.

Das Ergebnis der Anbindung an die GNSS-Lösung ist im Anhang, Kapitel A.7.1 in der Form eines Simulink/MatLab-Modells ersichtlich. An dieser Stelle möchte der Autor auf den Bericht in

[19] verweisen und keine weiteren Ausführungen zur Erstellung des OFSP machen. Der Grund hierfür ist der Ansatz der Kombination auf der Ebene der Positionsbestimmung. Obwohl dieser ein weiterführender Ansatz im Vergleich mit den Positionsergebnissen eines gewöhnlichen GNSS-Empfängers an Bord ist, fehlen dem Algorithmus Möglichkeiten zur gezielten Erkennung von Ungenauigkeiten in der Eingangsposition des OFSP. Statistisch gesehen könnte der OFSP eine Verbesserung oder Verschlechterung der Positionslösung von 50% ergeben, da beide Systeme zur Hälfte in den Lösungsansatz eingehen. Eine möglichst korrekte qualitative Bewertung der GNSS-Lösung könnte dieses Verhältnis sicherlich verändern. Zurzeit könnte theoretisch GALILEO eine qualitative Bewertung herbeiführen. Im Weiteren unberücksichtigt bleibt dabei die Genauigkeit des hydrodynamischen Schiffsmodells.

### 8.3 Kombination GNSS & Schiffsmodell auf der Basis von Range-Differenzen

Ausgehend von dem Lösungsansatz in Kapitel 8.2 und den darin genannten Unzulänglichkeiten wurde ein anderer Ansatz in Erwägung gezogen. Das Vorbild für diesen Ansatz ist in Kapitel 7.2 zu finden.

Theoretisch besteht in der Bewegung die Positionsdifferenz ( $\Delta \mathbf{p}$ ) eines Satellitennavigationssystems aus der Differenz der Position aus zwei Epochen. Wenn man zu Grunde legt, dass der Fehleranteil gegen Null geht ergibt sich die Geschwindigkeit des Objektes  $\mathbf{v}_s(t)$ . Im Regelfall verbleibt aber ein Restfehler, welcher sich aus dem Fehler der angenommenen Position  $\Delta \mathbf{p}_{err}(t-1)$  (Kapitel 2.2) und den Restfehlern der Range-Differenzen  $\delta \Delta \mathbf{r}_{err}(t)$  ergibt (Kapitel 2.6.4). Analog zur Gl. 2.6-13 ergibt sich dann für die Rangedifferenz

$$\Delta \mathbf{r}(t) = \mathbf{a}[\mathbf{v}_s(t) + \delta \Delta \mathbf{r}_{err}(t) + \Delta \mathbf{p}_{err}(t-1)].$$

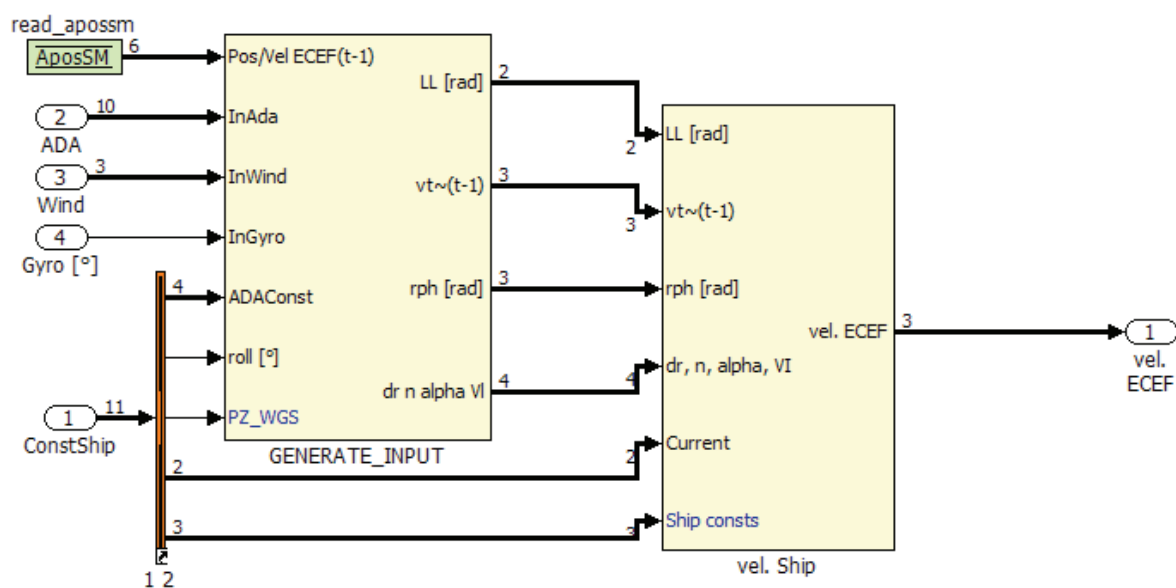
**Gl. 8.3-1**

Dabei bleibt unberücksichtigt, dass sich der Uhrenfehler als statistisches Mittel aus den Range-Differenzen ergibt.

Im Kapitel 7.2 werden also die Range-Differenzen verglichen, deren Ausgangswerte einerseits die Messungen am GNSS-Empfänger sind und andererseits auf Messungen eines Trägheitssystems beruhen. Die Geschwindigkeiten des Trägheitssystems werden dabei in Range-Differenzen umgerechnet (siehe Gl. 2.6-13). Beim direkten Vergleich der Range-Differenzen aus beiden Verfahren zur Positionsbestimmung kann jetzt ermittelt werden, welche der GNSS-Rangemessungen erhöhte Rangerestfehler ( $\delta \Delta \mathbf{r}_{err}(t) + \Delta \mathbf{p}_{err}(t-1)$ ) aufweisen. Bei einem überbestimmten Gleichungsansatz zur Positionsbestimmung und unter der Wahrung der geometrischen Eigenschaften kann eine Selektion der fehlerhaften Standlinien erfolgen. Im

Kapitel 7.2 geht man davon aus, dass die Geschwindigkeit des Trägheitssystems weitestgehend fehlerfrei ist, und baut darauf, dass dann die absolute Positionsbestimmung des Satelliten-navigationsystems die fehlerbehaftete INS-Lösung korrigiert.

Analog zur beschriebene Verfahrensweise wird bei der Kombination von GNSS mit einem hydrodynamischen Schiffsmodell die Geschwindigkeitslösung des INS-System durch die Geschwindigkeitslösung des dynamischen Schiffsmodells ersetzt. In der Kombination mit dem INIS II Gesamtmodell ergibt sich ein MATLAB/Simulink-Model wie es im Anhang Kapitel A.7.2 abgebildet ist. Während der GNSS-Ansatz hier optisch weitestgehend unverändert ist, werden Geschwindigkeiten des Schiffsbewegungsmodells mit dem Submodell „vel. prediction“ (Abb. 8.3-1) berechnet und zur Datenkombination weitergereicht.



**Abb. 8.3-1** Submodell „vel. prediction“

Allerdings basiert diese zu ermittelnde Geschwindigkeit u.a. auch zwangsläufig auf der Geschwindigkeitslösung des GNSS-Systems (Block „AposSM“) vom Zeitpunkt  $t-1$ . Die Fehler-einträge durch die GNSS-Lösung können zunächst nicht kompensiert werden. Initialisierungsfehler werden lediglich schrittweise abgebaut. Integrative Fehler aus der GNSS-Lösung können zudem nicht ausgeglichen werden. Wegen der zu erwartenden Fehlereinflüsse wurden mehrere Ansätze zur Kompensation von fehlerhaften GNSS-Geschwindigkeitslösungen entwickelt.

### 8.3.1 Vorhersage mittels Convolution

Das mathematische Verfahren der Convolution (zu dt. Faltung) liefert im Prinzip einen gleitenden Mittelwert zwischen zwei Funktionen. In diesem Fall ist es der Verlauf der Eingangsgeschwindigkeit  $v_{xyr}(t)$  mit der berechneten Geschwindigkeit  $v_{xyr}(t-1)$  im Submodell ‚combine‘ der Abb. 8.3-2. Ausreißer in der Geschwindigkeitslösung können so ausgeglichen werden. Die grundlegende Funktion für dieses Verfahren wird durch Simulink bereitgestellt.

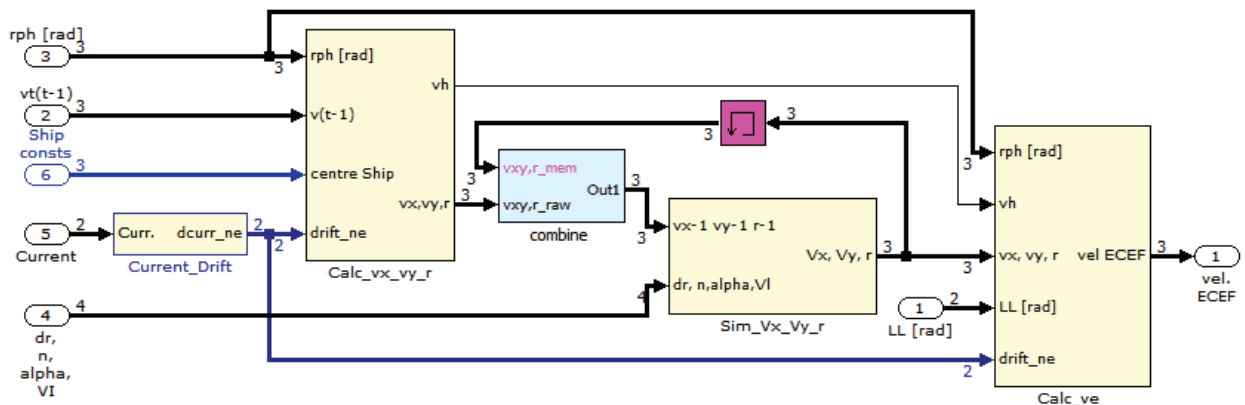


Abb. 8.3-2 Submodell „vel. Ship“ mit Convolution im Submodell „combine“

Nachteilig bei diesem Verfahren ist der Umstand, dass nach dem ersten Auftreten lediglich 50% des Fehlereintrages beseitigt werden können. Wegen der rekursiven Eigenschaften des Algorithmus wird der verbleibende Fehler in die nächste Epoche weitergereicht und verbleibt damit für die weiteren Epochen im System. Die Fehlereinträge wirken dann auf die gesamte Positionsbestimmung aus, weil auch hier ein rekursiver Algorithmus zur Anwendung kommt.

### 8.3.2 Vorhersage über mehrere Epochen

Die Vorhersage der Geschwindigkeit zur Kompensation von fehlerhaften GNSS-Geschwindigkeiten basiert im Kapitel 8.3.1 auf nur einer Epoche (1 [s]).

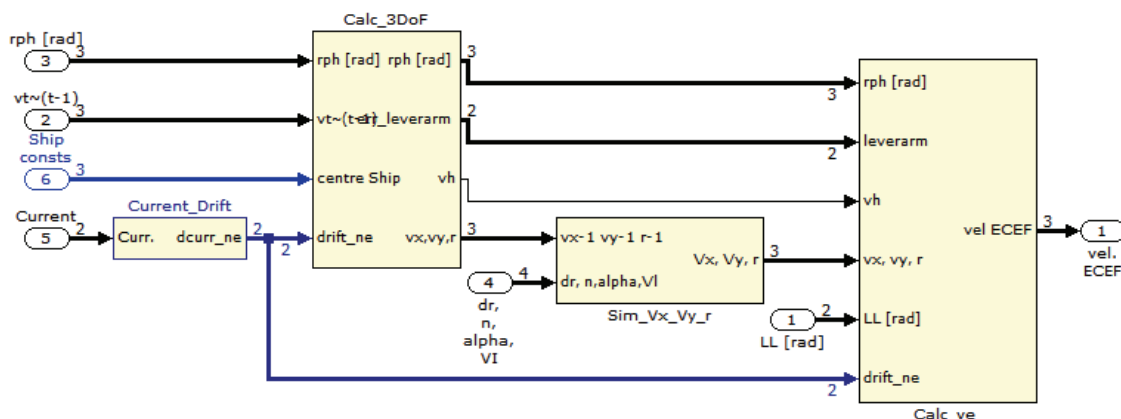


Abb. 8.3-3 Submodell „vel. Ship“ Gedächtnis in Submodell „Sim\_Vx\_Vy\_r“

Dagegen wurde in einem weiteren Ansatz, die Convolution-Methode eliminiert und ein Speicher

(wie ein Gedächtnis) eingeführt, welche die Geschwindigkeiten der letzten Epochen aufbewahrt. In der Abb. 8.3-4 wird dies mit der Bezeichnung ‚Delay Line‘ angeführt.

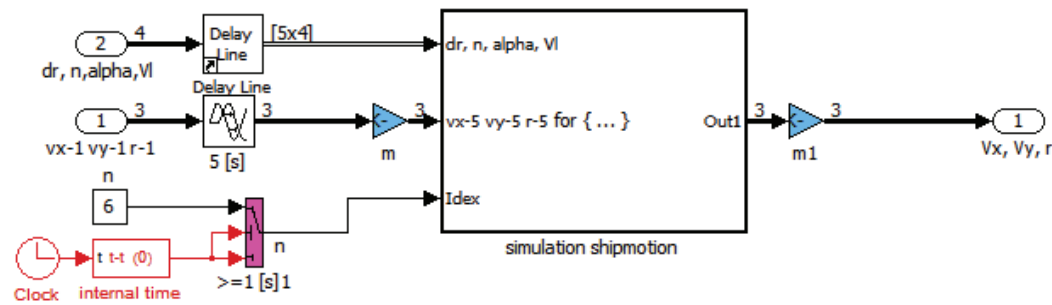


Abb. 8.3-4 Submodell „Sim\_Vx\_Vy\_r“ mit Gedächtnis

In der Abbildung ist erkennbar, dass die Werte der letzten Epochen (5 [s]) in den Speicher geschrieben werden, um dann im Block ‚simulation shipmotion‘ benutzt zu werden. Die Zahl im Block ‚n‘ verweist auf die Anzahl der Berechnungsschritte zur Vorhersage der Geschwindigkeiten ( $V_x$ ,  $V_y$ ) und der Drehrate ( $r$ ). Demzufolge wird die Geschwindigkeit vom Zeitpunkt  $t$  vorhergesagt, weil die Geschwindigkeiten im Gedächtnis jeweils vom Zeitpunkt  $t-1$  stammen.

### 8.3.3 Ergebnisse

Wie Eingangs schon beschrieben, bildet eine Reihe von Eingangsgrößen in das Modell die Grundlage für die Berechnung der Modellgeschwindigkeit (Abb. 8.3-4). Um die Qualität der Vorhersage der Modellgeschwindigkeit aufzeigen zu können, wurden in der Abb. 8.3-5 die Ein- und Ausgabegeschwindigkeit im ECEF gegenübergestellt.

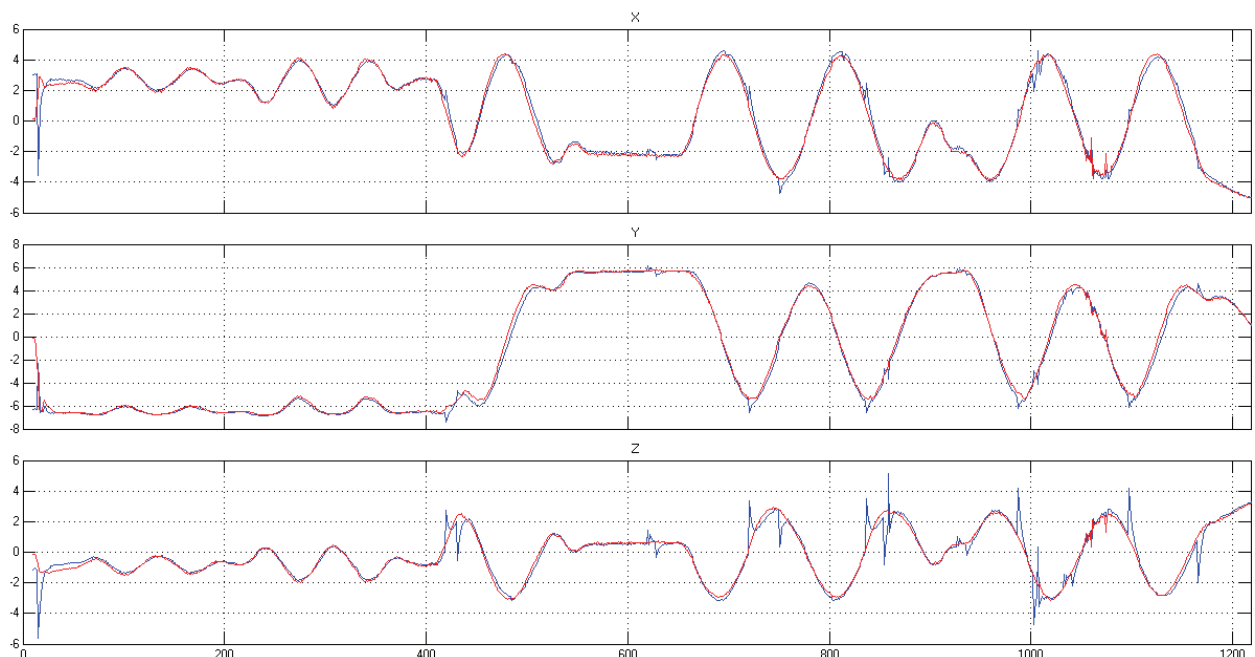


Abb. 8.3-5 GNSS-Geschwindigkeit (Blau) & Modellgeschwindigkeit (rot)

Trotz der Störungen in der GNSS-Geschwindigkeit und den Irritationen um die Epochen 1050



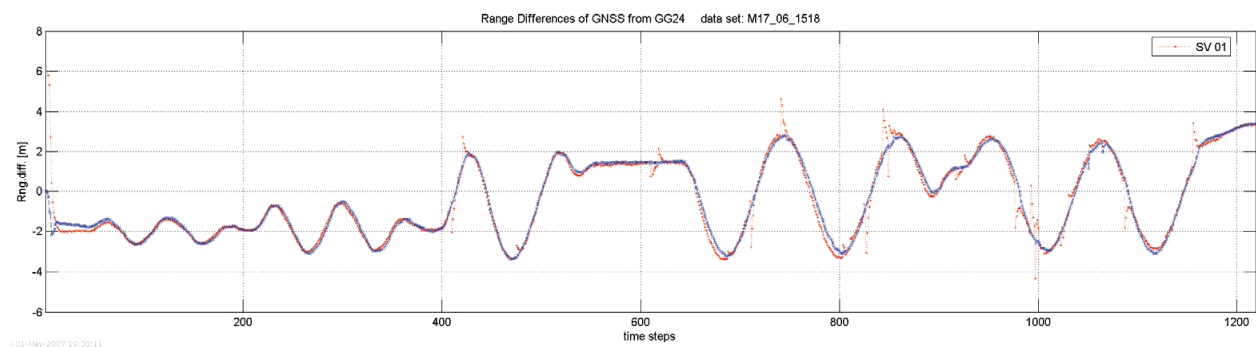
bis 1100, welche sich vom Aufzeichnungssystem ableiten lassen, kann die Modellgeschwindigkeit gut nachgebildet werden.

Die Transformation der ECEF-Geschwindigkeit in eine Rangedifferenz muss unter Beachtung des Fehleranteils  $\delta\Delta\mathbf{r}_{err}(t) + \Delta\mathbf{p}_{err}(t-1)$  erfolgen, wie man in der Abb. 8.3-6 erkennt. Der rote Verlauf zeigt den relativen Geschwindigkeitsanteil des Satelliten am Bahnverlauf des Schiffes.



**Abb. 8.3-6 Rangedifferenz und Geschwindigkeitsanteil der Rangedifferenz eines Satelliten**

Der blaue Verlauf zeigt die Rangedifferenz inklusive des Fehleranteils  $\delta\Delta\mathbf{r}_{err}(t) + \Delta\mathbf{p}_{err}(t-1)$ . Bei der Verwendung der Gl. 2.6-13 kann der konstante Fehleranteil weitestgehend beseitigt werden, so dass im Ergebnis die Verläufe in Abb. 8.3-7 entstehen.



**Abb. 8.3-7 Geschwindigkeitsanteil der Rangedifferenz eines Satelliten**

Anhand der Abb. 8.3-7 wird deutlich, dass die Rangedifferenz aus der Modellrechnung (blau) zu gegebener Zeit die fehlerbehaftete, bereinigte Rangedifferenz aus der GNSS-Positionsbestimmung ersetzen.

## 9 Zusammenfassung und Ausblick

Angesichts der Themenstellung „Algorithmen zur automatischen Positionsbestimmung auf See unter Nutzung von Satellitennavigationssystemen“ könnte man als Außenstehender zu der Auffassung gelangen, dass die algorithmischen Vorlagen aus der Luft- und Raumfahrt hinreichend sein sollten, um die Bedürfnisse der Seefahrt hinlänglich zu befriedigen. Wissenschaftliche Untersuchungen, welche der Autor seit 1991 begleitet hat, haben jedoch gezeigt, dass sich die mathematischen Formalismen nicht einfach kopieren lassen. Der Grund hierfür liegt in den ortsbezogenen Fehlereinflüssen um und auf dem Schiff.

Dank der Deutschen Gesellschaft für Ortung und Navigation (DGON) gibt es Nutzeranforderungen, welche im Deutschen Funk- und Navigationsplan (DFNP) festgeschrieben sind. Demnach gibt es sehr unterschiedliche Anforderungen in Abhängigkeit vom Einsatz der Schiffe auf See. Die unterschiedlichen Sichtweisen der Anwender führen zu unterschiedlichen Definitionen für die „automatische Positionsbestimmung auf See“. Allen gemeinsam ist jedoch der Wunsch, ein Gerät oder System zu besitzen, welches jederzeit, genaue und verlässliche Positionen generiert.

Spätestens zu diesem Zeitpunkt musste man sich die Frage stellen, was bedeutet eigentlich „automatische Positionsbestimmung auf See“. Formal betrachtet sollte es eine selbsttätig ablaufende Positionsbestimmung mit den oben erwähnten Eigenschaften sein.

Die ursprüngliche Idee des Autors, lediglich die Messdaten aus der Satellitennavigation zum Untersuchungsgegenstand zu machen, erwies sich, wie Eingangs erwähnt, mit zunehmender Erfahrung im Gebrauch von DGPS- und PDGPS-Systemen, als unzulänglich. Die Daten waren nicht immer genau und auch nicht jederzeit verfügbar. Eine Kombination von zwei Satellitennavigationssystemen erbrachte zwar eine höhere Datendichte, aber nicht grundsätzlich die erhoffte, verbesserte Positionsgenauigkeit.

Nach der Analyse der an Bord von Seeschiffen zur Verfügung stehenden sensorischen Möglichkeiten zur Positionsbestimmung, wurde eine umfangreiche Simulationsumgebung in MatLab/Simulink entwickelt, welche in weiten Teilen bereits im Projekt INIS II entstanden war. Insbesondere die Kapitel der Satellitennavigation, Loran-C und die Entwicklung der Kombination mit Loran-C zählen dazu. Gerade die letztere Positionsbestimmungsmethode galt wegen der komplementären Eigenschaften von Loran-C als probates Mittel, um die Satellitennavigation hinreichend stützen zu können. Loran-C hat sicherlich dieses Potential auf offener See, kann aber wegen der lokalen elektromagnetischen Anfälligkeit gerade in Landnähe und auch wegen der Standliniengeometrien nicht an die Positionsgenauigkeiten der Satelliten-

navigation heranreichen.

Mit dieser Einsicht verbleiben auf dem Schiff zur Stützung der Satellitennavigation lediglich die Bordsensoren zur Bestimmung von Geschwindigkeit das Log und zur Richtungsbestimmung der Kreiselkompass. Beide Systeme eignen sich nur bedingt zur Stützung der Satellitennavigation. Der Kreiselkompass zeigt lediglich die Ausrichtung des Schiffes und nicht die Bahnrichtung des Schiffes an. Das Log liefert in flachem Wasser die Geschwindigkeit über Grund und in tieferen Gewässern die Fahrt durchs Wasser. Beide Werte lassen sich aus messtechnischen Gründen nur unter Vorbehalt verwenden. Einen nicht zu vernachlässigenden Faktor spielt in diesem Zusammenhang die Umweltfaktoren wie Wind und Strom. Beide Faktoren müssen quasi als Schätzwert betrachtet werden. Der Windmesser an einem Punkt am Schiff liefert wegen der Verwirbelungen durch die Aufbauten nur einen durchschnittlichen Wert für die Richtung und die Geschwindigkeit und ist nicht repräsentativ. Der Strom lässt sich in der Regel nicht messtechnisch erfassen und muss daher anhand von vergangenen Positionslösungen geschätzt werden. Ein weiteres Navigationssystem wären die an Bord befindlichen Radarsysteme, welche zur Ansteuerung von Häfen genutzt werden. Wie der Einsatz der Kombination von Kartenwerk (ECDIS) und Radarsystem in der Flussschifffahrt es zeigt, ist auch dieses Verfahren nur unter Vorbehalt zu benutzen und kann auf die Seeschifffahrt nur bedingt zur Anwendung kommen.

Für die Stützung der Satellitennavigation lassen sich so kaum weitere an Bord befindliche Sensoren benutzen. Aus diesem Grund wurden Trägheitssensoren in Kapitel 6 einer näheren Betrachtung unterzogen und im Kapitel 7 mit GNSS-Systemen kombiniert. Der erfolgreiche Einsatz von Trägheitssystemen in Flugzeugen und auch die Entwicklung von modernen Trägheitssensoren haben den Autor dazu ermutigt, eigene Betrachtungen zur Thematik anzustellen. Die mathematische und rechentechnische Aufbereitung der Benutzung von Trägheitssensoren in der Seeschifffahrt ist ein sehr komplexes Thema und basiert hier auf den Vorkenntnissen aus den BMBF Vorhaben IDYS und INIS. Auch hier muss man zu dem Schluss kommen, dass Trägheitssensoren in der Kombination mit GNSS-Systemen durchaus ihre Berechtigung besitzen. Gerade wenn es sich um die Bestimmung der Lagewinkel eines Schiffes handelt. Die Stützung der Positionsbestimmung gestaltet sich allerdings von der Dateninterpretation her nicht ganz einfach, wenn die Trägheitssensoren nicht in der Nähe des Drehpunktes des Schiffes liegen. Anders als bei Flugzeugen kann dieser Drehpunkt starken Veränderungen unterliegen. Zudem ist die Kompensation von Fehleinflüssen über die Zeitdauer einer Reise problematisch. Flugzeuge erreichen im Gegensatz zu Schiffen öfters eine Ruhelage, welche zur Überprüfung der Sensoren hilfreich ist.

Nach Auffassung des Autors sind sich die sensortechnischen Möglichkeiten zur Stützung von

Satellitennavigationssystemen auf Seeschiffen derzeit weitestgehend ausgeschöpft. Aus diesem Grund besann sich der Autor auf die Nutzung eines mathematischen Modells zur Beschreibung der Schiffsbewegungen, um die SatNav-Positionsdaten stützen zu können. Dieser Ansatz wurde in Anlehnung an die Stützung mit Trägheitssensoren ausgeführt. Das Ergebnis ist vielversprechend und lässt Raum für weitergehende Entwicklungen. Die Gründe hierfür sind vielfältig. Zunächst wird hier ein absolutes Messsystem mit einem relativen, sensorgestütztem Berechnungssystem kombiniert. Die Qualität beider Systeme kann die Ergebnisse direkt oder indirekt beeinflussen. Die Einschätzung der Qualität einer Position mittels Satellitennavigation lässt sich auf direktem Weg nicht bestimmen. Auch Bestimmung der Qualität des Bewegungsmodells des Schiffes ist nur unter definierten Bedingungen möglich. Zudem können nur bestimmte Fahrtzustände des Schiffes nachgebildet werden. Um möglichst viele Fahrtzustände beschreiben zu können, wäre eine Echtzeit-Parametrisierung des Schiffsmodells notwendig.

Im Ergebnis der Arbeit bleiben im Detail Fragestellungen offen, welche sich insbesondere mit der Benutzung von Galileo wiederum stellen werden. Die Nutzeranforderungen aus der Seefahrt hinsichtlich der Verfügbarkeit und Genauigkeit an ein Satellitennavigationssystem werden mit GALILEO weiter wachsen. Zukünftige Entwicklungen zur Stützung von SatNav-Systemen an Bord von Seeschiffen werden auch mit GALILEO notwendig sein, da lokale, physikalische Effekte insbesondere in Landnähe auch GALILEO beeinträchtigen werden.

Das nächste Ziel weiterer Entwicklungen sollte die Kombination von GNSS, Trägheitsnavigation gekoppelt mit einem drei und später mit sechs freiheitsgrade umfassendes Bewegungsmodell des Schiffes sein.

## 10 Literatur

- [1] „Loran-C Engineering Course“, USCG Academy, New London, CT, USA, 1988
- [2] Kügler, D.; „Kombinierte Nutzung von GPS und Loran-C“, Abschlussbericht, Avionik Zentrum Braunschweig, Braunschweig, 1998
- [3] Peterson, B.; Fiedler, R.; „Kalman Filterstrukturen für die Integration von GPS/LORAN“, Ortung und Navigation 2-3, S.273-288, Düsseldorf, 1996
- [4] Kleine Enzyklopädie Mathematik, Leipzig, BI, 1965
- [5] Brown, R.G.; Hwang, P.Y.C.; „Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering“, John Wiley & Sons, 3<sup>rd</sup> Edition, USA, 1997
- [6] Hatch, R.; „The Synergism of GPS Code and Carrier Measurements,“ Proceedings of the Third International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning, Las Cruces, NM, February 1982.
- [7] Bancroft, S., „An algebraic solution of the GPS equations“ IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. AES-21, No. 7, 1985, pp. 56-59.
- [8] Chaffee, J. W., Abel, J. S., “Bifurcation of pseudorange equations” Institute of Navigation, Proceedings of the 1993 National Technical Meeting, San Francisco, CA, Jan. 20-22, 1993, pp. 203-211.
- [9] „Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces (ICD-GPS-200)“, US Coast Guard Navigation Center, Alexandria USA, 1995
- [10] Janes, H.W., Langley, R.B., and Newby, S.P., „Analysis of Tropospheric Delay Prediction Models“, Bulletin Geodesique, Vol.65, 1991
- [11] Hofmann-Wellenhof, B.; Lichtenegger, H.; Collins, J.; „GPS – Theorie and Practice“, Springer-Verlag, Wien New York, 1992
- [12] Ashby, N.; Spilker Jr., J. J.; „Introduction to Relativistic Effects on the Global Position System“, GPS: Theory and Applications, Volume I, Chapter 18, AIAA, Washington, 1996
- [13] Werner, W.; „Entwicklung eines hochpräzisen DGPS-DGLONASS Navigationssystems unter besonderer Berücksichtigung von Pseudolites“, Dissertation, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg, 1998
- [14] Farrell, J. A.; Barth, M.; „The Global Positioning System & Inertial Navigation“, The McGraw Hill Companies, USA, 1999
- [15] Weitere Angaben außer URL, [http://www.dlr.de/dlr/News/pi\\_230604.html](http://www.dlr.de/dlr/News/pi_230604.html)
- [16] DFNP Band 2, Schlussbericht Forschungsvorhaben Nr. 96552/98
- [17] Braasch, M. S.; „Multipath Effects“, GPS: Theory and Applications, Volume I, Chapter 14, USA, 1995
- [18] „MATLAB Application Program Interface Guide“, The MathWorks Inc., Version 6, 1998
- [19] Schlussbericht „Entwicklung von Softwarestrukturen für integrierte Navigationsempfänger in der Seeschifffahrt“, Universität Rostock, IAT, Rostock, Dez., 2001

- [20] J.J. Spilker Jr.; "Satellite Constellation and Geometric Dilution of Precision", GPS: Theory and Applications, Volume I, Chapter 5, USA 1995
- [21] W.Lechner; "Untersuchung Satelliten Konstellationen GPS/GLONASS"
- [22] Roßbach, U.; „Positioning and Navigation Using the Russian Satellite System GLONASS“, Dissertation, Universität der Bundeswehr München, Neubiberg, 2001
- [23] Klobuchar, J.A.; „Ionospheric Effects on GPS“, GPS: Theory and Applications, Volume I, Chapter 12, AIAA, Washington, 1996
- [24] Becker, S.; „Simulation und Bewertung von Algorithmen zur Positionsbestimmung mit GPS und GLONASS“, Satellitenpositionsbestimmung unter MATLAB; Diplomarbeit; Universität Rostock, 1997
- [25] Pfeil, S.; „Simulation und Bewertung von Algorithmen zur Positionsbestimmung mit GPS und GLONASS“, SIMULINK-Umsetzung & Fehlerbetrachtungen; Diplomarbeit; Universität Rostock, 1997
- [26] GLONASS Interface Control Dokument, Version 5.0, Moskau, 2002
- [27] „GG24 Reference Manual“, Ashtech Inc., CA, USA, 1997
- [28] Office of Coast Survey, National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA), US Department of Commerce, Loran-C, <http://nauticalcharts.noaa.gov/mcd/loranc.htm>
- [29] Last, D., Williams, P.; "New ways of looking at Loran-C ASFs", University of Wales, Bangor, UK
- [30] US Department of Transportation; "Loran-C User Handbook", USCG, USA, 1992
- [31] Geen, J.; Krakauer, D; "New iMEMS® Angular-Rate-Sensing Gyroscope", ADI Micro machined Products Division, Analog Dialogue 37-03 (2003)
- [32] Scharnow, U; „Schiff und Manöver“, Seemannschaft Bd. 3, transpress VEB Verlag für Verkehrswesen Berlin, 1987
- [33] Brockhaus, R.; „Flugregelung“, Springer-Verlag, Berlin, 1994
- [34] Lunze, J.; „Regelungstechnik 1“, Springer-Verlag, Berlin Heidelberg 2001
- [35] Vieweg, S.; „Modellierung zeitvarianter Fehler von Inertialsensoren mit Hilfe hochgenauer Ortsreferenz“, ZLR-Forschungsbericht, TU Braunschweig & DLR, 05/1996, DE
- [36] Benedict, K.; Kirchner, J.; Jonas, M.; „Manöveridentifikation und Simulation mit diskreten nichtlinearen Modellgleichungen“ Teil I + II, Universität Rostock, 1991
- [37] Gluch, M.; Herzig, M.; „Measurement campaign with LORAN-C for tracking of goods in a harbour environment“, Sub Contract R&D-Project LOREG, Analytical Instrument GmbH, Rostock, 2001

## Abkürzungen

Abkürzung	Beschreibung
A/D	Analog/Digital
ADAM	Advantech Data Acquisition Modules
AHRS	Attitude and Heading Reference System
ANSI	American National Standards Institute
AP	Arbeitspaket
ASF	Additional Secondary Factor
BSH	Bundesamt für Seeschifffahrt und Hydrographie
C/A Code	Clear Acquisition Code – Codephase
CD	Coding Delay
CHAYKA	Russisches Pendant zu Loran
CP	Carrier Phase – Trägerphase
CSPS	Carrier Smoothed Pseudo Range
DEM	Datenerfassungsmodule
DFNP	Deutscher Funk-Navigationsplan
DGNSS	Differential Global Navigation Satellite System
DLL	Dynamic Link Library
DOP	Dilution Of Precision
DoT	US Department of Transportation
DoD	US Department of Defense
ECDIS	Electronic Chart Display and Information System
ECEF	Earth Centre Earth Fixed Koordinatensystem; kartesisches Koordinatensystem mit X-Achse vom Erdmittelpunkt in Richtung Schnittpunkt Nullmeridian und Äquator, Y-Achse 90° versetzt zeigt auf Schnittpunkt 90° Ost Meridian mit Äquator, Z-Achse wird auf der Ebene XY mit 90° errichtet und hat den Durchstoßpunkt am Nordpol
ED	Emission Delay
FDE	fault detection and exclusion (Fehlererkennung und –Beseitigung)
GLONASS	GLObal Navigation Satellite System
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
GRI	Group Repetition Interval
IALA	International Association of Marine Aids to Navigation and Lighthouse Authorities
ICD	Interface Control Document
IDC	Integrated Doppler Count
IDYS	Identifikation Dynamischer Schiffssparameter
KS	Koordinatensystem
Loran-C	Long Range Aid to Navigation – C
LW	Long Wave (Lange Welle)



<b>Abkürzung</b>	<b>Beschreibung</b>
MEMS	Micro-Electro-Mechanical Systems
MEX	MATLAB External Interface
NED	North-East-Down (Koordinatensystem)
NELS	North European Loran-C System
NEU	East-North-Up (Koordinatensystem)
NIST	National Institute of Standards and Technology
NMEA	National Maritime Electronics Association
OFSP	Online Filter für Schiffspositionen
PDGPS	Precise Differential GPS – Zweifrequenz-Trägerphasenlösung von GPS
RTCM	Radio Technical Commission For Maritime Services
SA	Selective Availability
SATNAV	Satellitennavigation
SW	Software
TD	Time Difference
TEC	Total Electron Content
TOA	Time Of Arrival
TOE	Time Of Emission
USV	Unterbrechungsfreie Spannungsversorgung
WSD	Wasser und Schifffahrtsdirektion

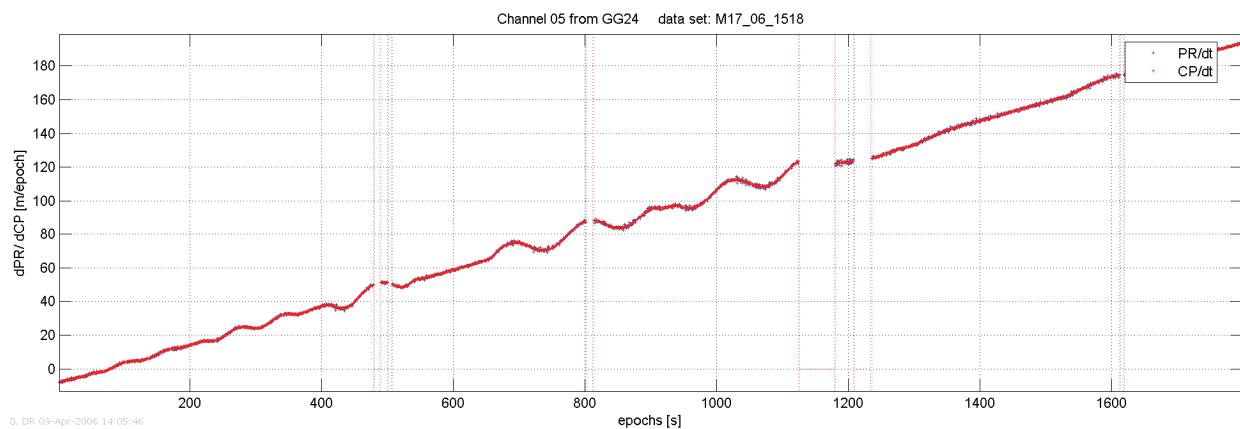
## Verzeichnis der Formelbezeichnungen

Symbole	Beschreibung
<b>A</b>	Matrix der Richtungskosinusse
$A$	Große Halbachse der Kepplerbahn eines Satelliten
$a_{fx_i}$	Parametersatz mit $x = \{0,1,2\}$ zur Uhrenfehlerkorrektur eines Satelliten
$c$	Lichtgeschwindigkeit
$E$	Erwartungswert
$E_K$	Abweichung der Orbitexzentrizität einer Kepplerbahn
$e$	Orbitexzentrizität einer Kepplerbahn
$\mathcal{E}$	allgemeiner Messfehler
$\mathcal{E}_{clksat_i}$	Uhrenfehler eines GPS-Satelliten
$\mathcal{E}_{recclk}$	Uhrenfehler des Empfängers (receiver clock)
$\mathcal{E}_{rec}$	Empfängerrauschen
$\mathcal{E}_{ION_i}$	Ionosphärenfehler eines Satellitensignals
$\mathcal{E}_{TROP_i}$	Troposphärenfehler eines Satellitensignals
$\mathcal{E}_{mp_i}$	Mehrfachausbreitungsfehler eines Satellitensignals
$\mathcal{E}_{int_i}$	elektromagnetischer Fehler durch Interferenz am Satellitensignal
$\mathcal{E}_{rel_i}$	relativistischer Zeitfehler durch Standort des Satelliten im All
$i$	Indexvariable steht für den Platz des jeweiligen Satelliten im Gleichungsansatz
<b>M</b>	Positionsvektor des Hauptsenders (Master) einer Kette im Loran-C System
$m$	maximal zu verwendende Ordnungszahl
$n$	maximale Anzahl der Satelliten
$\mu$	allgemeine Erdgravitationskonstante
$\Omega_e$	Erdrotationsrate
<b>p</b>	Positionsvektor im ECEF-Koordinatensystem
$p$	Drehung um die X-Achse im körperfesten KS
$\mathbf{p}(t - \Delta t)$	angenommener Positionsvektor (eine Epoche früher als die laufende Systemzeit)
$p_x$	X-Wert der Position im ECEF-Koordinatensystem, analog dazu Y und Z
$\Delta \mathbf{p}$	Vektordifferenz der Position
$q$	Drehung um die Y-Achse im körperfesten KS
$\Delta p_x$	X-Wert der Differenz des Positionsvektors einer Epoche, analog dazu Y und Z
<b>r</b>	Distanzvektor (Range) vom Satelliten zur Position
<b>R</b>	Drehung um die Z-Achse im körperfesten KS
$r$	allgemeine Distanz vom Satelliten zur angenommenen Position

<b>Symbole</b>	<b>Beschreibung</b>
$r_{Xi}$	X-Wert des Distanzvektors des $i$ -ten Satelliten, analog dazu Y und Z
$\hat{r}_i$	geschätzten Distanz eines Satelliten $i$ zur angenommenen Position
$\hat{r}$	allgemeine geschätzte Distanz vom Satelliten zur angenommenen Position
$\hat{r}_{ps}$	geschätzte Distanz aus der Pseudorange
$r_{cp}$	berechnete Distanz aus dem IDC
$r_{ps}$	berechnete Distanz aus der Pseudorange
$\Delta r_i$	Distanzdifferenz
$\mathbf{S}$	Positionsvektor eines Satelliten im ECEF-Koordinatensystem
$s_{Xi}$	X-Wert des Satellitenpositionsvektors des i-ten Satelliten, analog dazu Y und Z
$\mathbf{S}$	Positionsvektor des Hilfssenders (Slave) einer Kette im Loran-C System
$t$	Systemzeit GPS-Time
$t_i$	Sendezeitpunkt eines Satellitensignals
$\Delta t$	Epoche, Zeitschritt
$\Delta t_i$	Zeitkorrektur an der Satellitensignallaufzeit
$T$	Abtastzeit
$u$	Bewegung in X-Richtung des körperfesten KS
$v$	Bewegung in Y-Richtung des körperfesten KS, wird auch für weißes Messrauschsignal verwendet
$w$	Bewegung in Z-Richtung des körperfesten KS, wird auch für weißes Prozessrauschen verwendet
$x_b$	X-Achse körperfestes KS
$y_b$	Y-Achse körperfestes KS
$z_b$	Z-Achse körperfestes KS

## Anhang

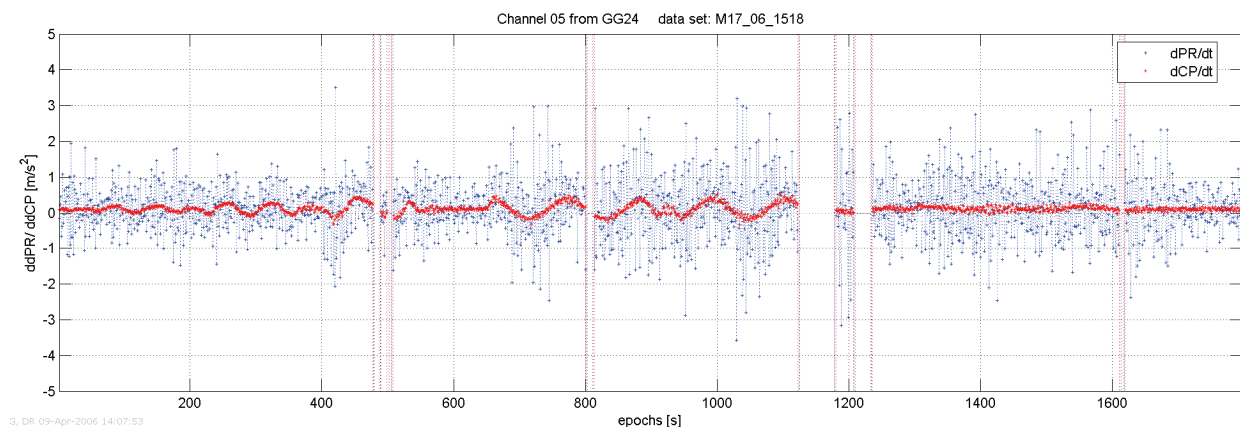
### A.1 Darstellung von Satellitenmessdaten



**Abb. A.1 -1** differenzierter Pseudo-Range- & Trägerphasenmesswert des GPS-Satellit 5

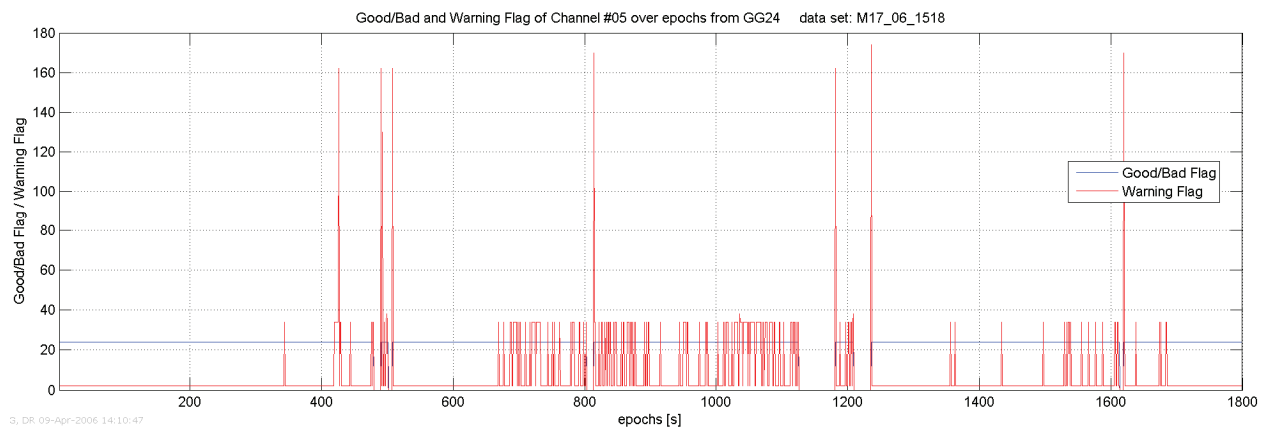
Anhand der einfachen Ableitung der Pseudorange- und der Trägerphasenmesswerte, wird der Geschwindigkeitsverlauf eines Satelliten ersichtlich und ein Vergleich der beiden Messwerte wird möglich. Trägerphasenmessungen haben nur einen relativen Bezug zum Rangemesswert und geben nur dessen Änderung wieder. Wegen des messtechnischen Verfahrens ist die Genauigkeit dieser Änderung höher als bei der direkten Messung mittels Pseudorange.

Trotz der geringen grafischen Auflösung kann festgestellt werden, dass die Trägerphasenmessungen weniger gestört ist. Um einen verbesserten Eindruck zu erhalten ließen sich einerseits die Varianzen als Zahlwert vergleichen, was andererseits für die zweite numerische Ableitung beider Messwerte zu einem detaillierten Bild wie in Abb. A.1 -2 gezeigt werden kann.



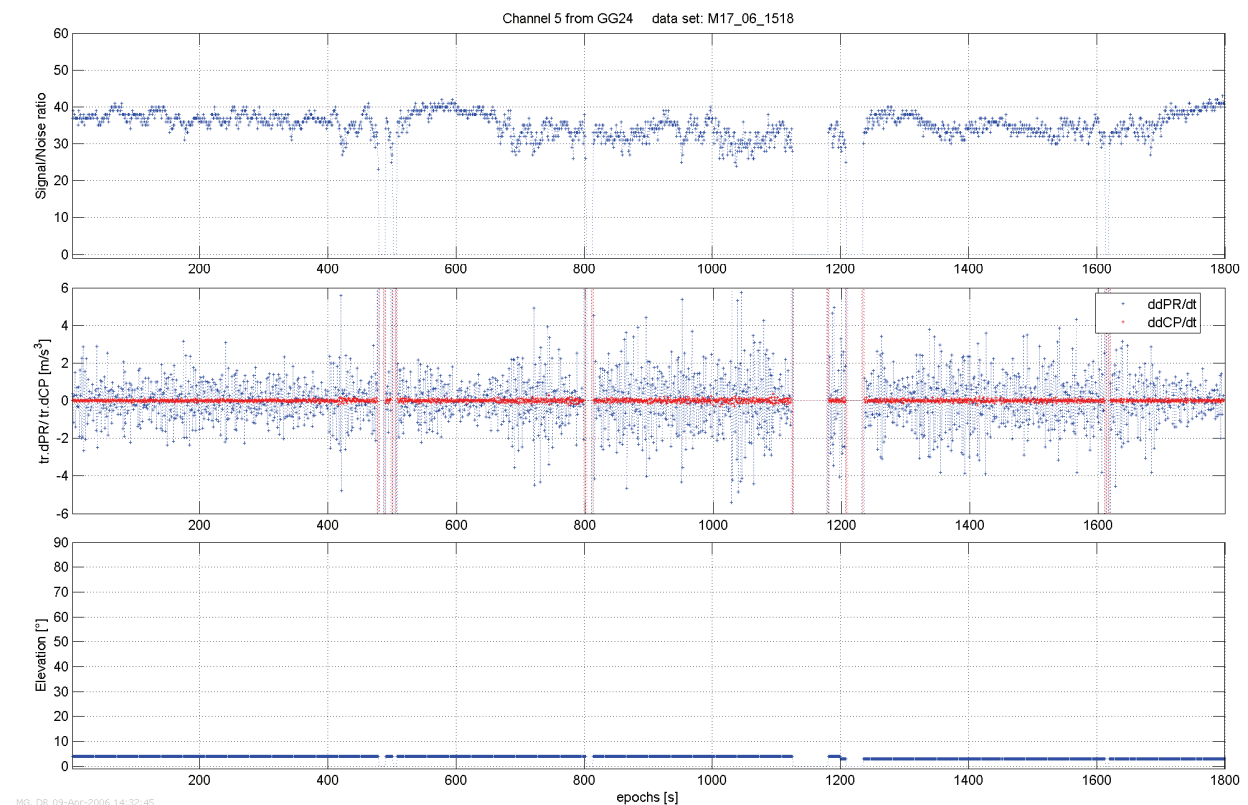
**Abb. A.1 -2** zweifach differenzierter Pseudo-Range- & Trägerphasenmesswert des GPS-Satellit 5

Demnach existieren verschiedene gestörte Phasen im Messdatenverlauf der Pseudorange-Messung. Zudem wird ersichtlich, dass der Genauigkeit der Trägerphasenmessung eine weitaus höhere Bedeutung beigemessen werden muss, als dies Abb. A.1 -1 vermuten lässt. Der Verlauf der Beschleunigung lässt sich, im Vergleich zur Pseudorange-Messung, anhand des Trägerphasenmesswertes eindeutiger nachvollziehen.



**Abb. A.1 -3 Empfängerdaten zur Erkennung von fehlerhaften Messwerten des GPS Satelliten 5**

Mit Hilfe der Abb. A.1 -3 lassen sich besondere Zustände im Messverhalten des GG24-Empfängers ermitteln. Während das Good/Bad-Flag lediglich Auskunft über den Erfolg eines Messversuchs liefert, werden mit Warning-Flag besondere Zustände angezeigt. Alle Zustände  $>1$  sind von der SW des Nutzers gesondert zu behandeln. Man könnte auch zum Schluss kommen, dass sich mit zunehmender Anzahl der Warnungen die Qualität der Messung verschlechtert.



**Abb. A.1 -4 S/N-Wert, dreifach differenzierter Pseudo-Range- & Trägerphasenmesswert und Elevationswinkel des GPS-Satellit 5**

Um den Zusammenhang zwischen den Fehlern in der Messung, der Höhe über dem scheinbaren Horizont (Elevation) und dem S/N-Wert herzustellen wurde Abb. A.1 -4 erstellt. Der Fehler in der Messung wird mit Hilfe der dreifachen numerischen Ableitung ermittelt. Damit werden die

Anteile von Geschwindigkeit und Beschleunigung aus dem Messdatensatz entfernt und es verbleibt der physikalische Wert des Rucks und vorrangig der zufällige Messfehler in der grafischen Darstellung erhalten. Anhand der Grafik lässt sich leicht erkennen, dass der Fehlereinfluss der Trägerphasenmessung auch bei geringen Elevationswinkeln unterhalb von 0,5 [m] angesiedelt ist.

## A.2 Beispiel für Besonderheiten im Rangemesswert

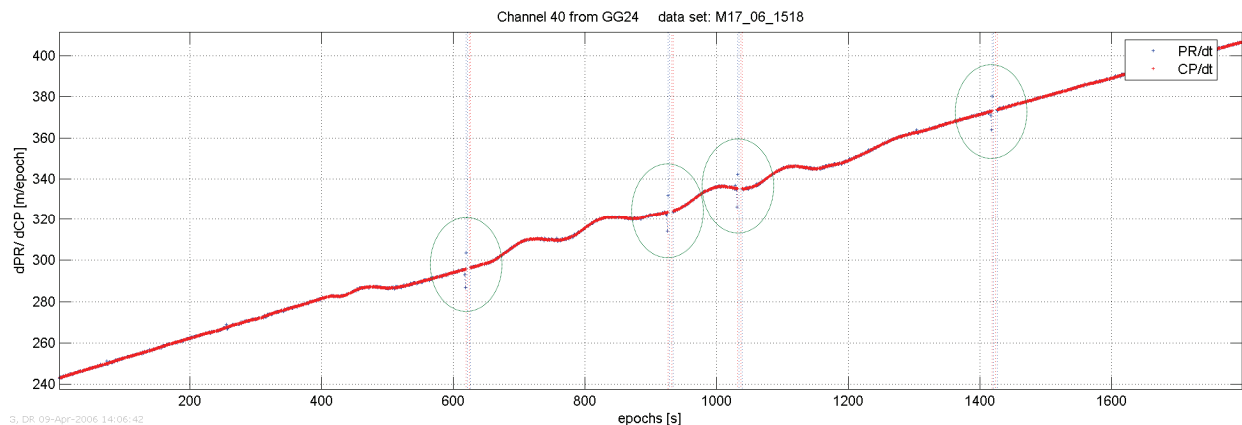


Abb. A.2 -1 Rangemesswerte mit Störungen vor dem Signalverlust

In der Abb. A.2 -1 werden Störungen im Rangemesswert kurz vor dem Verlust des Satellitensignals ersichtlich. Die Ellipsen markieren hier vier Bereiche mit einem systematischen Erscheinungsbild, welches vermuten lässt, dass die Störung nicht zufällig entstanden ist.

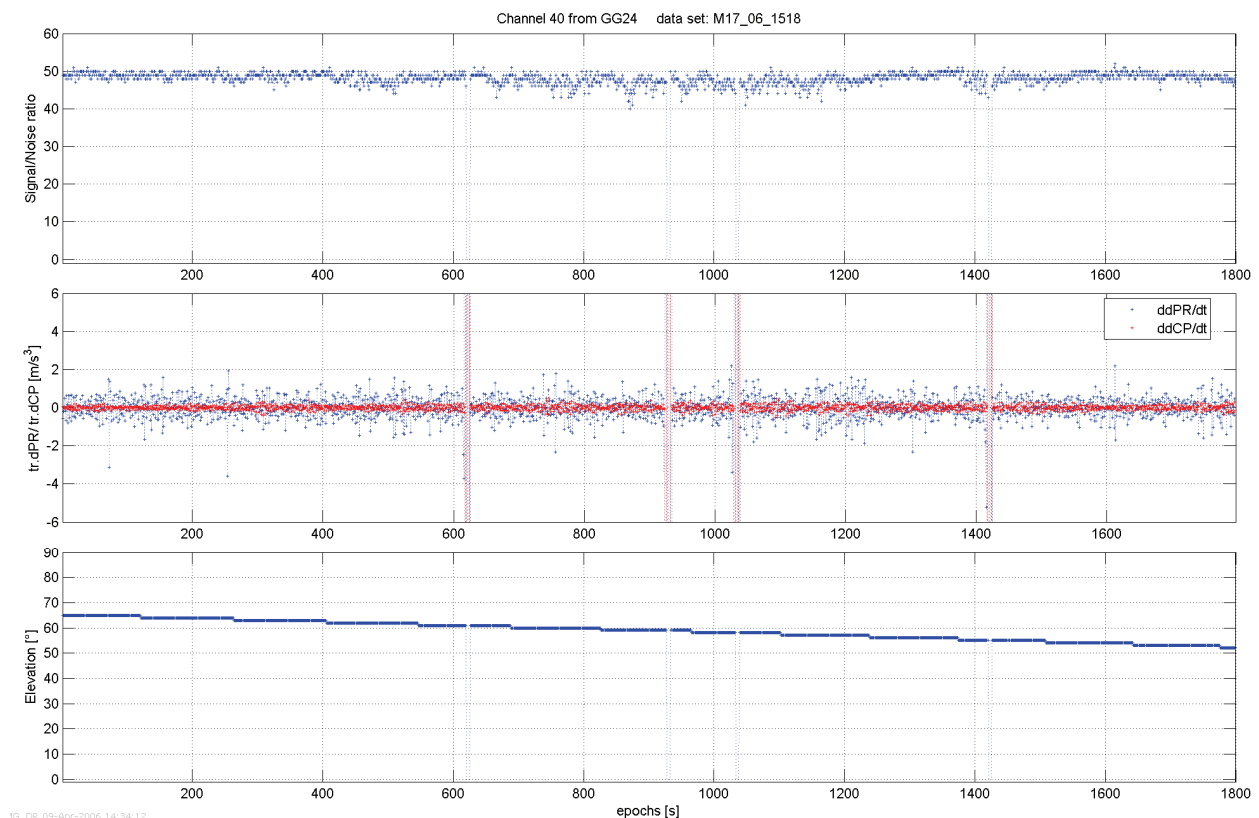


Abb. A.2 -2 S/N-Wert, dreifach differenzierter Pseudo-Range- & Trägerphasenmesswert und Elevationswinkel des GLONASS-Satelliten Nr. 8

Anhand des Elevationswinkel im unteren Diagramm der Abb. A.2 -2, lässt sich erkennen, dass die vermutlich freien Sicht zum Horizont auf See offensichtlich weitestgehend gegeben war. Eine elektromagnetische Störung kann wegen der akzeptablen S/N-Werte auch ausgeschlossen werden. Demnach können nur die Aufbauten des Schiffes den Signalverlust des Empfängers zum Satelliten herbeiführen und für die Abschattungen verantwortlich sein.

### A.3 GPS/GLONASS Modell

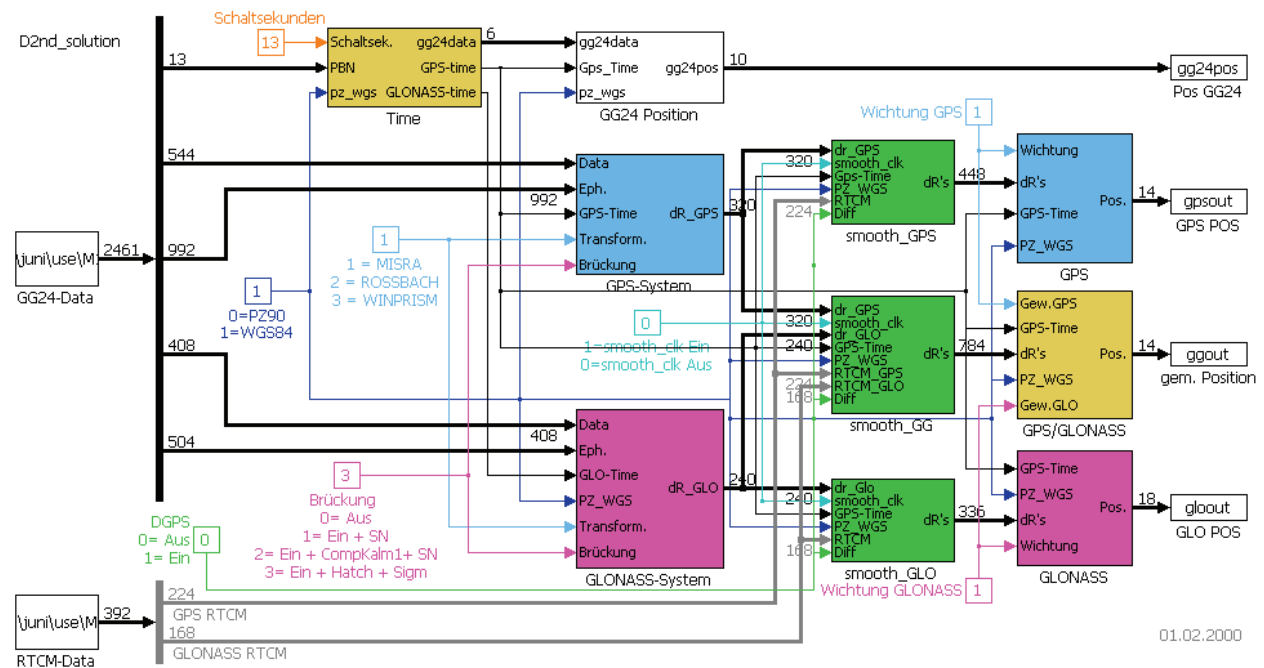
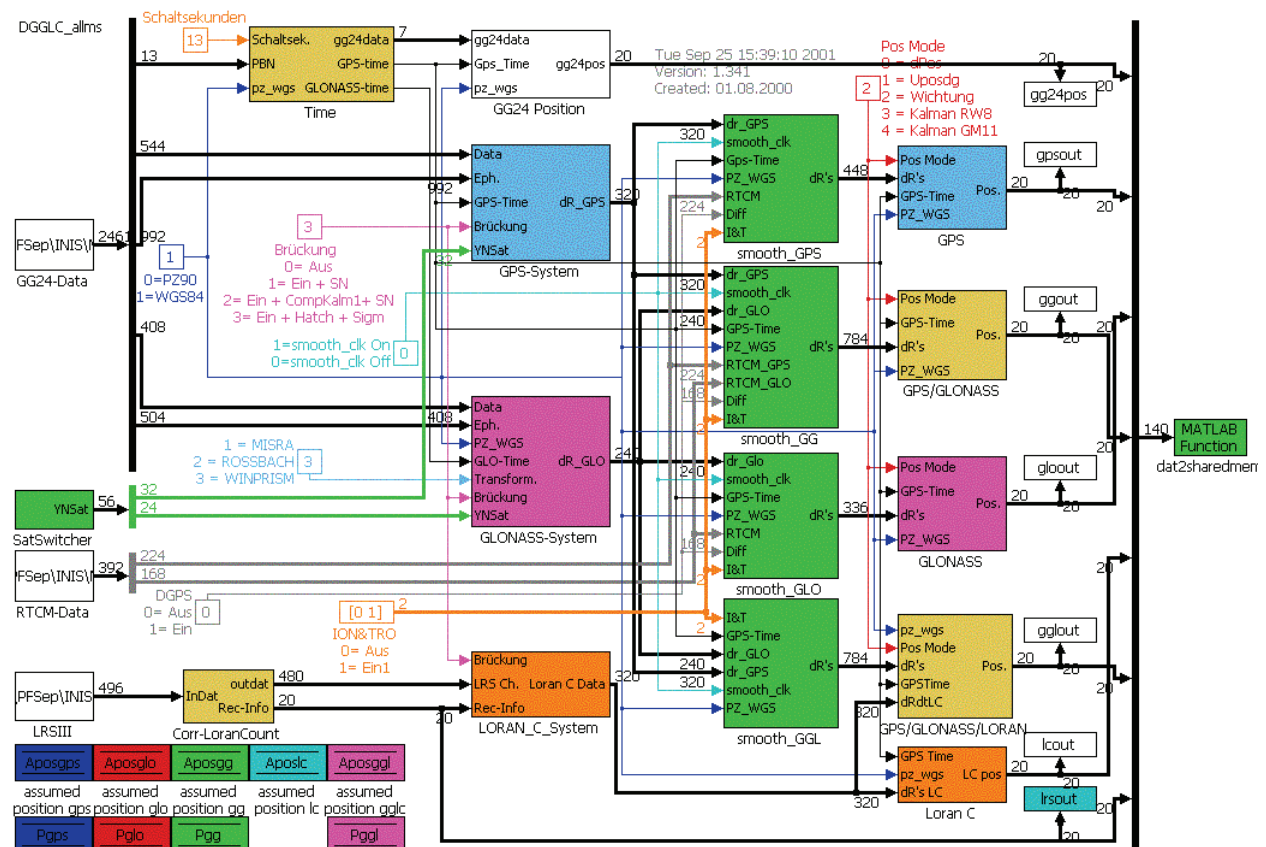


Abb. A.3 -1 MatLab/Simulink Modell für (D)GPS/(D)GLONASS Codephasenauswertung

Das MatLab/Simulink Modell in Abb. A.3 -1 dient der Berechnung und Ausgabe von grundsätzlich vier verschiedenen Positionslösungen. Dabei werden drei verschiedene Positionslösungen als GPS-, GLONASS- und GPS/GLONASS berechnet. Die vierte Positionslösung wird vom GNSS-Empfänger GG24 geliefert. Darüber hinaus können die Pseudorange-Messungen der Standlinien mit drei verschiedenen Verfahren gefiltert werden. Die Standlinien können im Gleichungsansatz separat nach dem SatNav-System gewichtet werden. In einer nachfolgenden Version sollte die Gewichtung durch die Angabe eines Lösungsansatzes ersetzt werden.



## A.4 GNSS/Loran-C Modell



**Abb. A.4 -1** GNSS/Loran-C Gesamtmodell *dgglc\_all.mdl*

In der Abb. A.4 -1 wird das SIMULINK Gesamtmodell gezeigt, in dem die formulierten Ansätze aus den obigen Abschnitten integriert wurden. Dabei meint Loran-C immer auch die Werte vom CHAYKA System. Die einzelnen Eigenschaften des Modells sind in der Tab. A.4 -1 enthalten.

Eigenschaft	Beschreibung
Teilmodell <i>SatSwitcher</i>	Möglichkeit zur Selektion einzelner GPS, GLONASS oder Loran-C Stationen im Offline Modus
<i>Aposgps / Pgps</i>	Angenommene Position für GPS. Kovarianzmatrix für das GPS Kalman-Filter.
<i>Aposglo / Pglo</i>	Angenommene Position für GLONASS. Kovarianzmatrix für das GLONASS Kalman-Filter.
<i>Aposgg / Pgg</i>	Angenommene Position für GPS/GLONASS. Kovarianzmatrix für GPS/GLONASS Kalman-Filter.
<i>Aposlc</i>	Angenommene Position für Loran-C
<i>Aposggl / Pgg1</i>	Angenommene Position für GNSS/Loran-C. Kovarianzmatrix f. GNSS/Loran-C Kalman-Filter.
<i>Corr-LoranCount</i>	Sichtung und/oder Korrektur der Eingangsinformationen von Loran-C
<i>ION&amp;TRO</i>	Ein- & Ausschaltkonstanten für Ionosphäre & Troposphäre
<i>Pos Mode</i>	<p>Wahlkonstante der Positionsbestimmungsmethode</p> <p>0 = dPos                      rekursiver Algorithmus nach dem Differenzenansatz</p> <p>1 = uposdg                  nicht rekursiver Algorithmus nach dem Bifurcation Ansatz</p> <p>2 = Wichtung              rekursiver Algorithmus mit Differenzenansatz und Wichtungskomponente</p> <p>3 = Kalman RW8          Kalmangefilterter rekursiver Algorithmus mit Differenzenansatz, 8 Zustände, RANDOM-WALK Prinzip</p> <p>4 = Kalman GM11        Kalmangefilterter rekursiver Algorithmus mit Differenzenansatz, 11 Zustände, GAUß-MARKOV Prinzip</p>
<i>smooth_GGL</i>	Ähnliche Funktionalität wie alle anderen <i>smooth_xxx</i> Teilmodelle
<i>GPS/GLONASS/LORAN</i>	Teilmodell zur Bestimmung einer gemeinsamen Positionslösung aus GNSS & Loran-C

**Tab. A.4 -1 Beschreibung der Eigenschaften des SIMULINK Modells dgglc\_all.mdl**

Das GNSS/Loran-C Modell erzeugt parallel sieben Ausgabematrizen, die im Workspace von MATLAB gespeichert werden. Die Ausgabematrizen werden im Modell mit dem Namen des Systems oder des Sensors und der Endung *out* bezeichnet. Alle Ausgabematrizen haben die gleiche innere Struktur mit 20 Spalten.

Spalte	Bezeichnung	Beschreibung
xxxout(:,1)	GPS-Time [s]	Wochenzeit von GPS
xxxout(:,2:4)	ECEF Position [m]	(X, Y, Z) = Position im ECEF Koordinatensystem
xxxout(:,5:7)	Position [°, °, m]	(B, L, H) = Breite, Länge, Höhe im geografischen Koordinatensystem
xxxout(:,8)	Standlinienanzahl	Anzahl aller verwendeter Standlinien für die Positionsbestimmung
gg24out(:,8)	0	Kein Eintrag, da vom Empfänger GG24 nicht bereitgestellt
xxxout(:,9)	0	Kein Eintrag
ggout(:,9)	GPS Standlinien	Anzahl der GPS Standlinien an der GG Positionslösung.
gglout(:,9)	GPS Standlinien	Anzahl der GPS Standlinien an der GGL Positionslösung
xxxout(:,10)	0	Kein Eintrag
ggout(:,10)	GLONASS Standlinien	Anzahl der GLONASS Standlinien an der GG Positionslösung
gglout(:,10)	GLONASS Standlinien	Anzahl der GLONASS Standlinien an der GGL Positionslösung
xxxout(:,11)	0	Kein Eintrag
gglout(:,11)	Loran-C Standlinien	Anzahl der Loran-C Standlinien
xxxout(:,12)	Navigationsmodus	Siehe INIS II
xxxout(:,13)	Uhrenfehler [m]	Uhrenfehler aller verwendeter Standlinien. Ergebnis des konstanten Anteils aus der Lösung des Gleichungssystems.
xxxout(:,14)	0	0
gpsout(:,14)	} GDOP	} theoretischer geometrischer Genauigkeitswert für die Positionslösung
gloout(:,14)		
ggout(:,14)		
xxxout(:,15)	0	0
gpsout(:,15)	} PDOP	} theoretische Positionsgenauigkeit
gloout(:,15)		
ggout(:,15)		
xxxout(:,16:18)	Geschwindigkeit [m/s]	Positionsänderung dX, dY, dZ im ECEF Koordinatensystem
lcout(:,16:18)	0	Kein Eintrag
lrsout(:,16:18)	0	Kein Eintrag
xxxout(:,19)	0	Kein Eintrag
gg24out(:,20)	4	Identifikator für die Daten vom NRSTA 124
gpsout(:,20)	1	Identifikator für die GPS Lösungen
gloout(:,20)	2	Identifikator für die GLONASS Lösungen
ggout(:,20)	5	Identifikator für die GNSS Lösungen
gglout(:,20)	6	Identifikator für die GNSS/Loran-C Lösungen
lcout(:,20)	3	Identifikator für die Loran-C Lösung von INIS II
lrsout(:,20)	7	Identifikator für die Daten vom LRS III oder SATMATE 1000

**Tab. A.4 -2 Inhalte des Datenausgabeformates des SIMULINK Modells dgglc\_all.mdl**

Die Tab. A.4 -2 zeigt die Dateninhalte wobei die Bezeichnung *xxx* für alle Lösungen steht. Ausgenommen davon sind die Matrizen, die eine Bezeichnung wie *gps*, *glo* usw. aufweisen. Die in der Spalte 20 eingesetzten Konstanten werden in den Anzeigefunktionen *shpos.m* und *shdpos.m* gebraucht. Darüber hinaus werden die Identifikatoren in der Funktion *dat2sharedmem.m* gebraucht, damit hier eine Onlinedarstellung der berechneten Positionen aller Lösungen ermöglicht werden kann.

## A.5 MatLab/Simulink-Modelle zur Trägheitsnavigation

Von der Firma MatWorks werden drei verschiedenen MatLab/Simulink-Modelle zur Thematik der Trägheitsnavigation angeboten. Allen drei Modellen ist der simulative Charakter durchaus anzumerken, weil diese auf den Kräften und Momenten basieren. Kräfte und Momente lassen sich an einem realen kommerziellen Schiff kaum messen. Die Simulink-Modelle eignen sich deshalb zu theoretischen Betrachtungen oder ggf. für Untersuchungen am Modellschiff.

### A.5.1 Allgemeines 3-DoF Modell

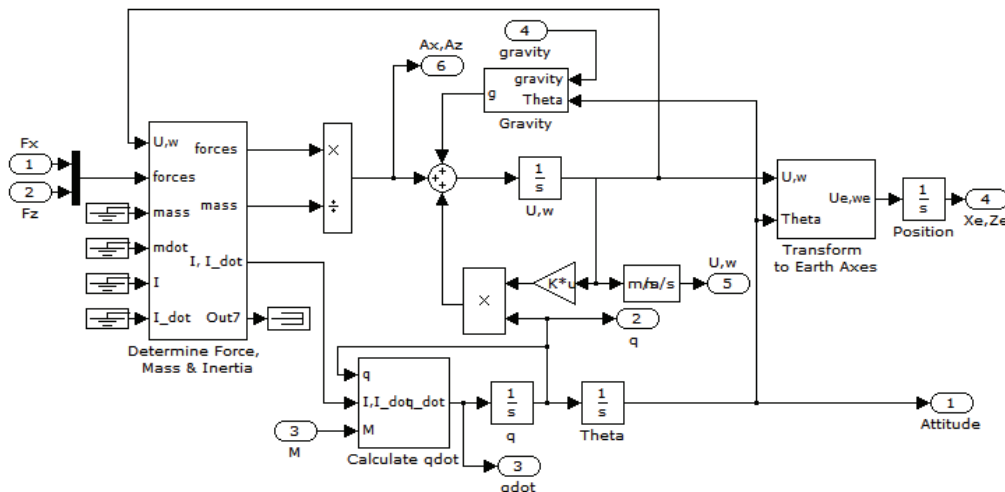


Abb. A.5 -1 einfaches 3-DoF Bewegungsmodell

Das einfache 3-DoF Bewegungsmodell in Abb. A.5 -1 zeigt die prinzipielle Datenverarbeitung von fiktiven Kräften und Momenten an einem Körper und schafft so ein Verständnis für den Datenfluss des Algorithmus.

### A.5.2 Allgemeine 6-DoF Modell

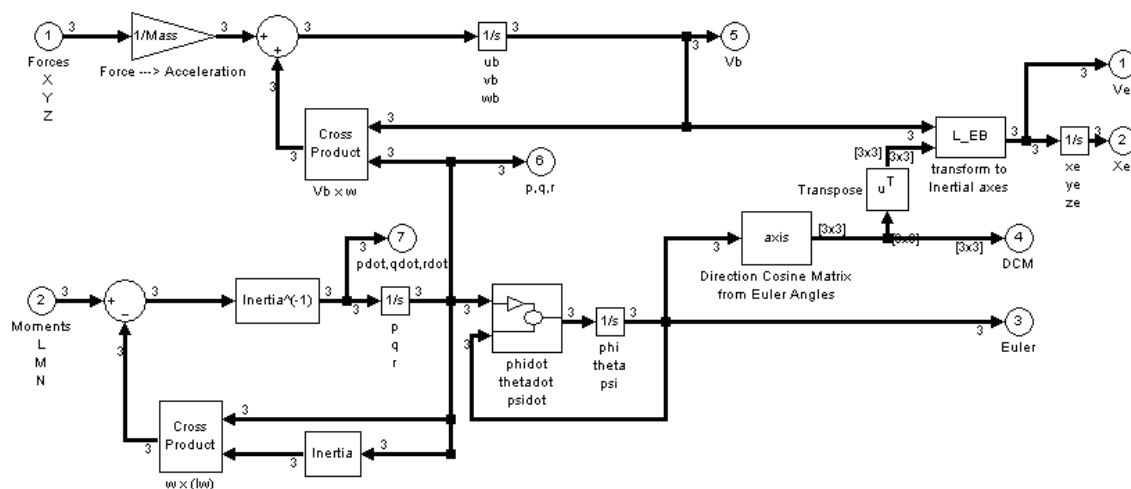


Abb. A.5 -2 6-DoF SIMULINK-Modell unter Nutzung der Eulerwinkel

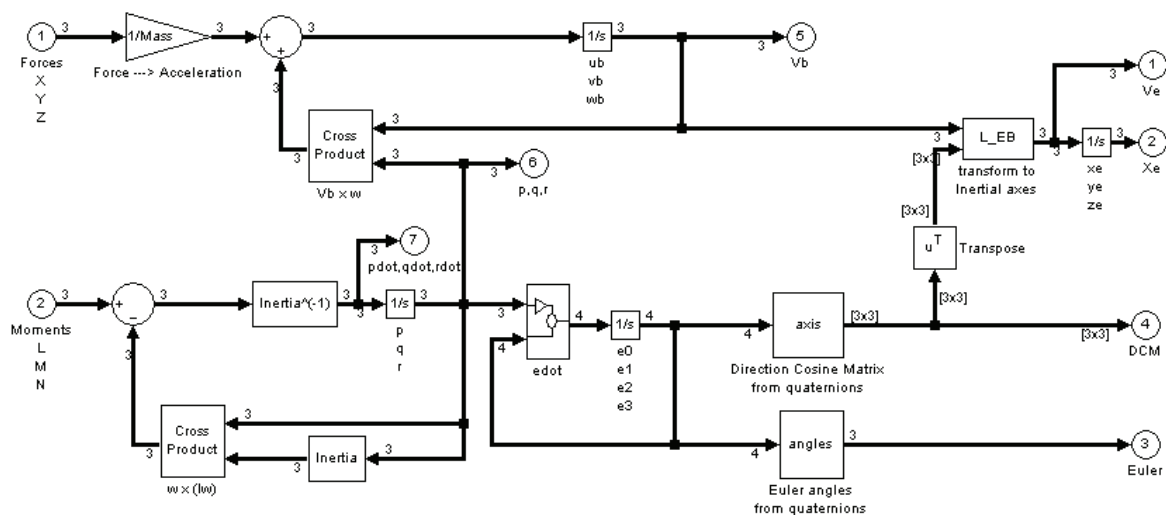


Abb. A.5 -3 6-DoF SIMULINK Modell unter Nutzung der Methode der Quaternionen

### A.5.3 INS-Messdaten an Bord

In der Abb. A.5 -4 werden die Zeitdifferenzen aufeinander folgender der Messung gezeigt. Die Abtastrate am Sensor waren 10 [Hz]. Die Ergebnisse wurden mit der Zahl 1000 multipliziert um eine bessere Darstellung zu erreichen.

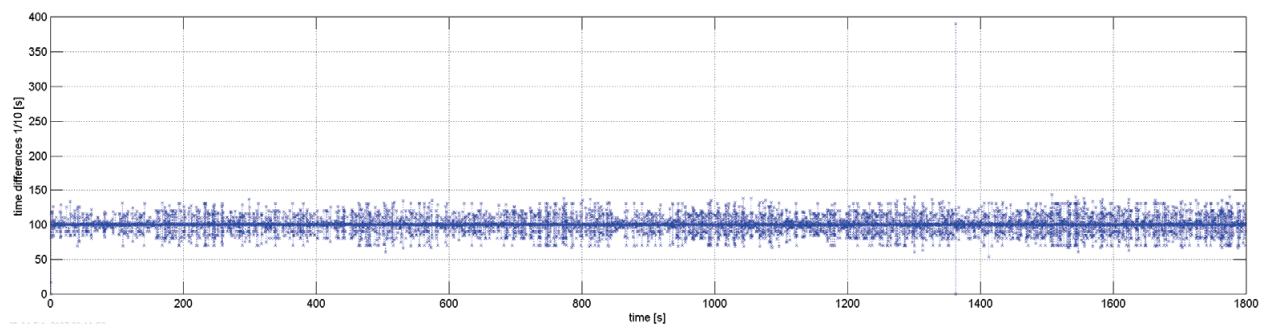
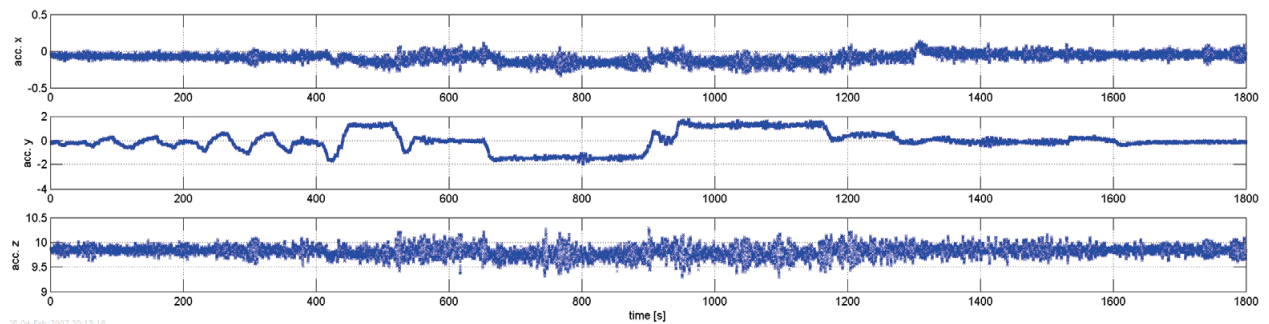


Abb. A.5 -4 Zeitdifferenzen im Messsystem

Anhand der Abb. A.5 -4 musste zur Kenntnis genommen werden, dass die Messdatenerfassung auf dem PC sich praktisch als zeitvariante Datenaufnahme entpuppte. Zudem konnte auch festgestellt werden, dass Fehler größer 100 [ms] im Zeitmanagement der Datenaufnahme eher selten vorkommen. Positiv konnte vermerkt werden, dass die aufgetretenen zeitlichen Fehler zumeist im nächsten kompensiert wurden. Die Ursache hierfür wurde in der Verwendung des Betriebssystems Windows 98 gesehen. Schließlich war man damals im Bereich um 10 [ms] mit nur einem CPU-Kern zeitlich in der Nähe der Betriebssystemabläufe, was schließlich in der Abtastung mit 100 [ms] endete.

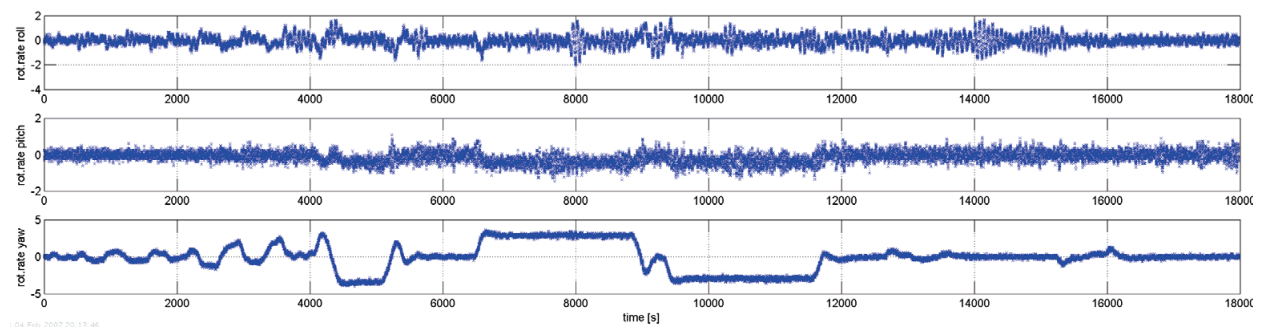
Die augenscheinliche Betrachtung der Abb. A.5 -5 bzw. Abb. A.5 -6 lässt zunächst keine nennenswerten Fehler oder Ausreißer erkennen, allerdings sollte immer eine weitergehende Analyse der Messwerte während der Erfassung, erfolgen. Hierzu gehören die Erkennung von

Ausreißern bzw. die Bestimmung von Driftverhalten der Sensorik.



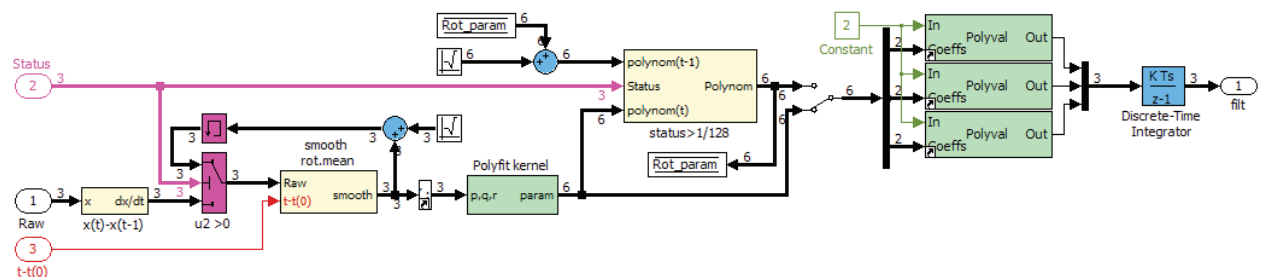
**Abb. A.5 -5 Beschleunigungsmesswerte**

Das Driftverhalten insbesondere der Beschleunigungs- und Drehratenaufnehmern kann bei linearen Driften durch einfache Differenzierung über der Zeit erfolgen. Bei Mehrfachdifferenzierung lassen sich zudem auch nichtlineare Anteile bestimmen. Das Verfahren macht allerdings nur dann Sinn, wenn die Sensorik sich in der Ruhelage befindet. Bei sich bereits bewegendem Messsystemen verbliebe lediglich die Schätzung der linearen Driften.



**Abb. A.5 -6 Messwerte der Drehraten**

Zu diesem Zweck werden die Messwerte einfach differenziert und der konstante Anteil innerhalb eines Zeitfensters bestimmt. Der hier ermittelte Wert kann innerhalb der nächsten Zeitepoche integriert werden. Exemplarisch dafür steht der Simulink-Block in Abb. A.5 -7.



**Abb. A.5 -7 Simulink Block ‚Polynom‘**

Allerdings können hier unter zu Hilfenahme der Funktionen ‚polyfit‘ und ‚polyval‘ auch lineare Anteile geschätzt und verarbeitet werden. Der Status sorgt dafür, dass Digitalisierungsfehler der Sensoren eliminiert werden können.



## A.6 GNSS und Trägheitsnavigation

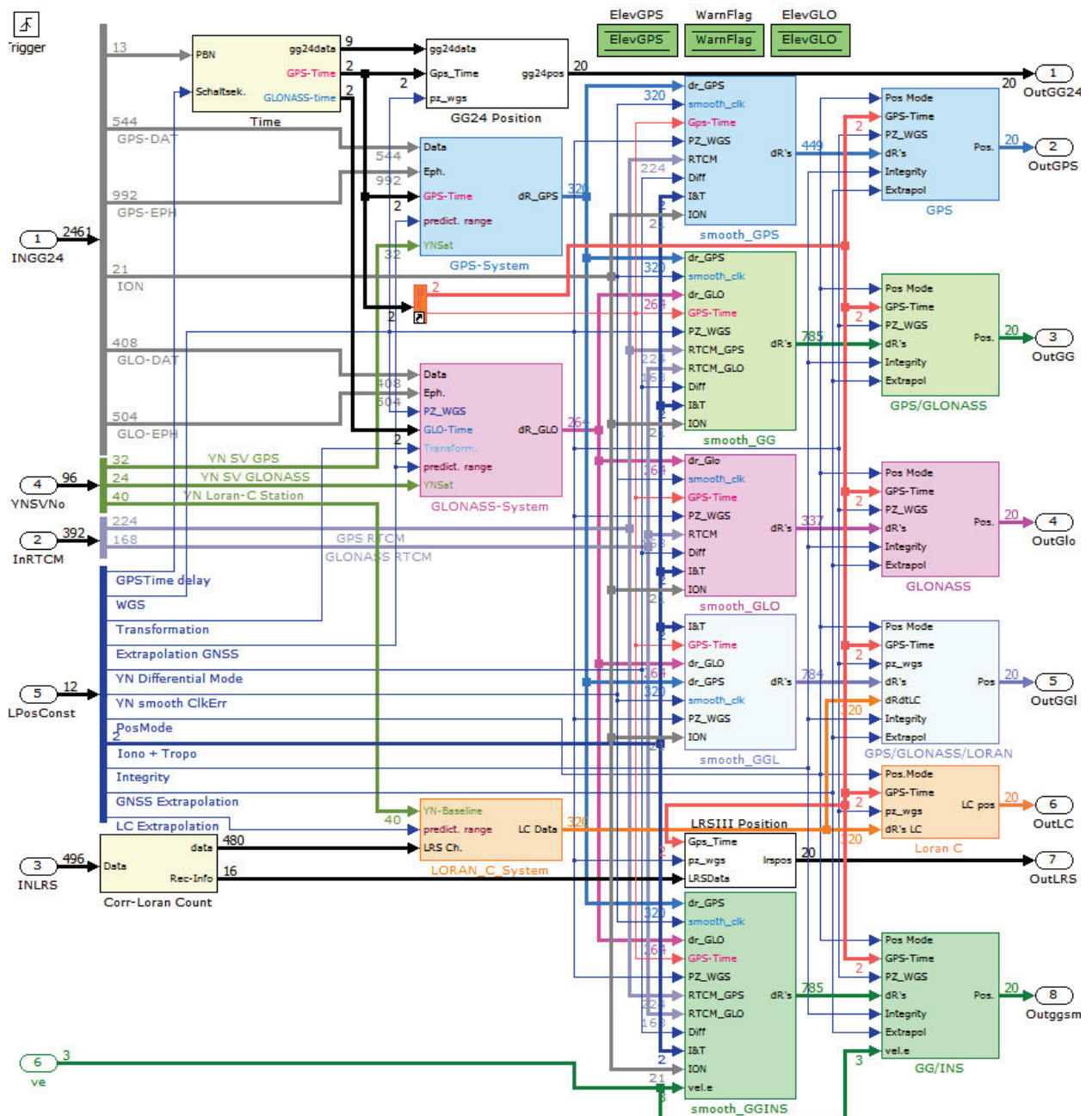


Abb. A.6 -1 IL\_GNSS\_LC Block der GNSS/INS-Kopplung

## A.7 GNSS und Schiffmodell

Die Kombination von GNSS mit einem Schiffmodell lässt sich auf vielfältige Art und Weise ausführen. Hier werden nur zwei Verfahren gezeigt.

### A.7.1 GNSS und OFSP

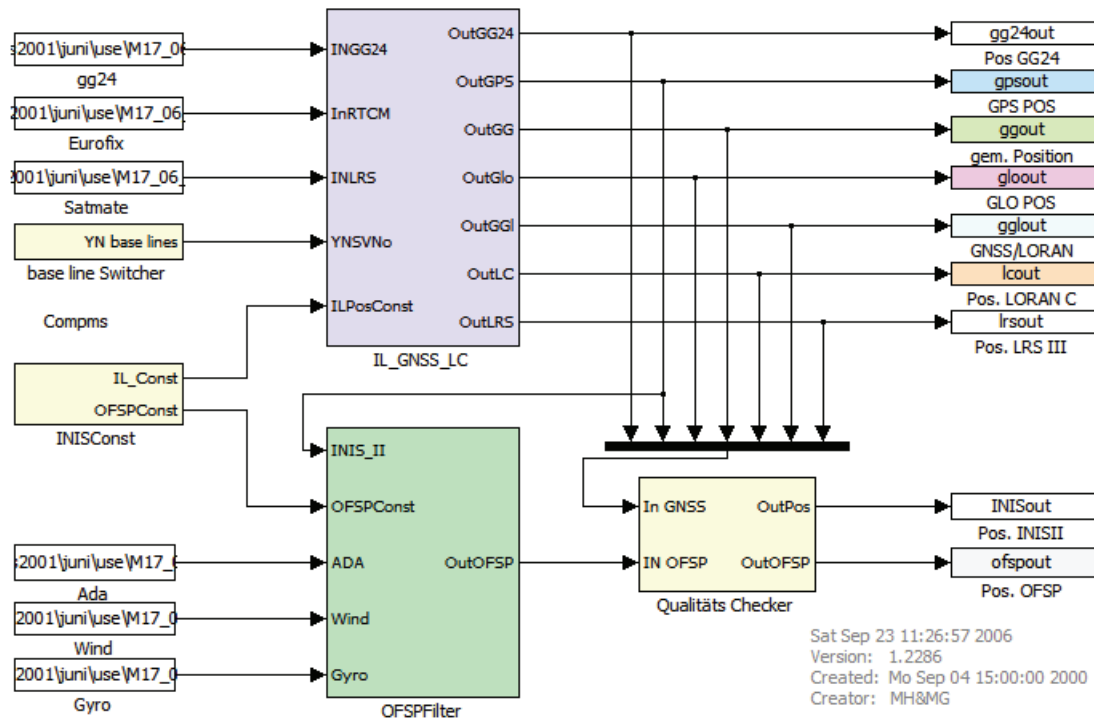


Abb. A.7 -1 Kopplung eines Schiffmodells mit einer GNSS-Positionslösung



## A.7.2 GNSS und Schiffsmodell

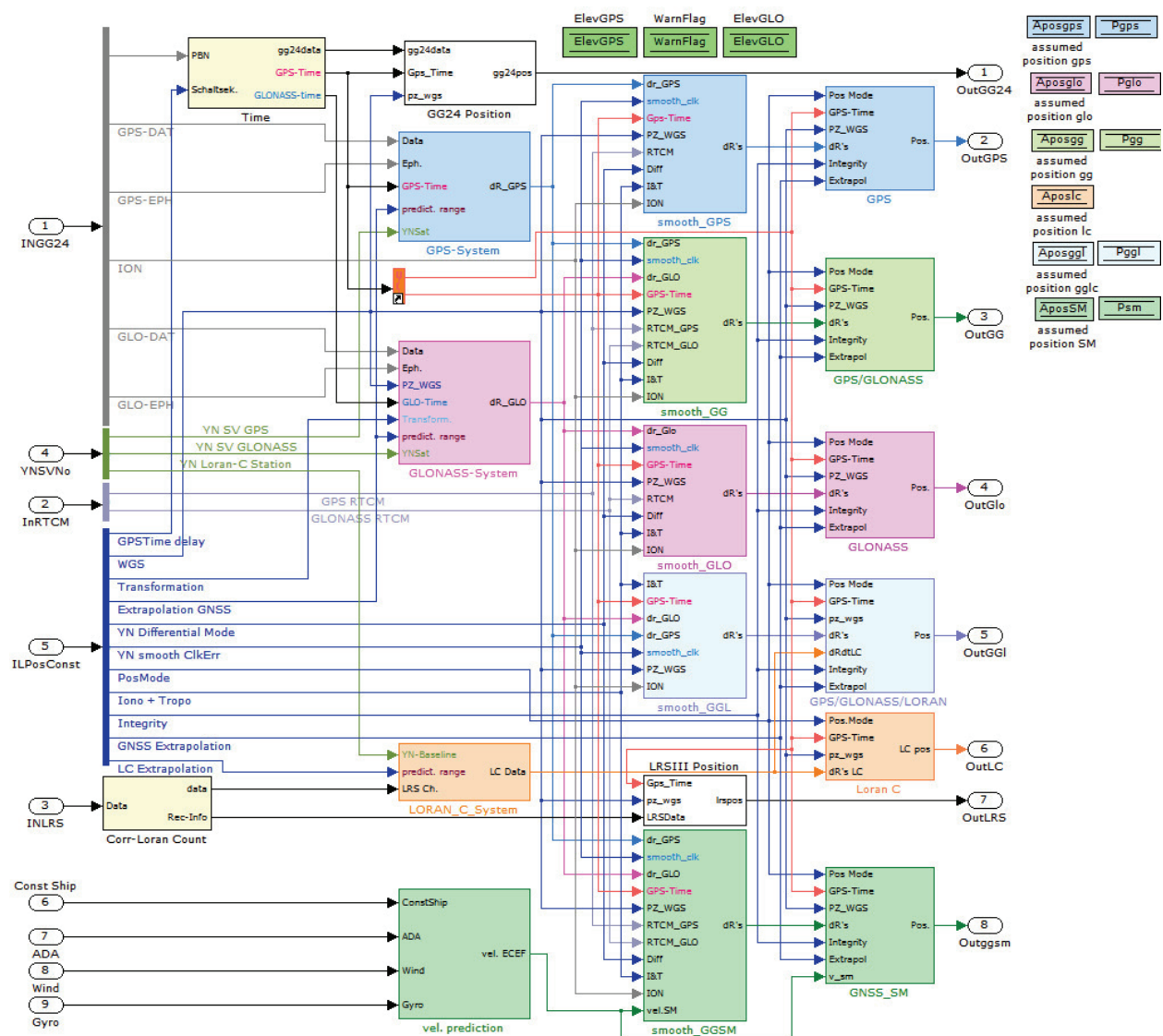


Abb. A.7 -2 Kopplung eines Schiffsmodells mit einer GNSS-Geschwindigkeitslösung