

4 Fernerkundung der Ionosphäre mit GPS

4.1 Das Global Positioning System

Das NAVigation Satellite Timing And Ranging Global Positioning System (NAVSTAR-GPS oder kurz GPS) ist ein satellitengestütztes Ortungssystem, welches von den Streitkräften der USA für militärische Zwecke entwickelt wurde und betrieben wird. Kurz gefasst soll das GPS einem Nutzer auf der Erde oder im erdnahen Raum permanent und unabhängig von den Wetterbedingungen ermöglichen, mit hoher Genauigkeit seine dreidimensionale Position, seine Geschwindigkeit und die Zeit zu bestimmen. Dies soll durch den bloßen Empfang und die Auswertung der von den Satelliten übermittelten elektromagnetischen Signale erfolgen. Der GPS-Nutzer spielt also eine rein passive Rolle, worin die Voraussetzung für eine unbegrenzte Zahl von GPS-Nutzern liegt. Aufgrund seiner sehr vielfältigen Verwendungsmöglichkeiten für verschiedenste Probleme im Bereich der Navigation und des Vermessungswesens hat GPS die Entwicklung der letzten Jahre in diesen Bereichen maßgeblich beeinflusst. Die zivile Nutzung von GPS gewann dabei kontinuierlich an Bedeutung.

Startreihenfolge	PRN	Datum des Starts	Orbitebene	Startreihenfolge	PRN	Datum des Starts	Orbitebene
*II-1		14. Feb 89		IIA-18	22	03. Feb 93	B1
II-2	2	10. Jun 89	B3	IIA-19	31	30. Mrz 93	C3
*II-3		18. Aug 89		IIA-20	7	13. Mai 93	C4
*II-4		21. Okt 89		IIA-21	9	26. Jun 93	A1
II-5	17	11. Dez 89	D3	IIA-22	5	30. Aug 93	B4
*II-6		24. Jan 90		IIA-23	4	26. Okt 93	D4
*II-7		26. Mrz 90		IIA-24	6	10. Mrz 94	C1
II-8	21	02. Aug 90	E2	IIA-25	3	28. Mrz 96	C2
II-9	15	01. Okt 90	D5	IIA-26	10	16. Jul 96	E3
IIA-10	23	26. Nov 90	E5	IIA-27	30	12. Sep 96	B2
IIA-11	24	04. Jul 91	D1	IIA-28	8	06. Nov 97	A3
IIA-12	25	23. Feb 92	A2	**IIR-1		17. Jan 97	
*IIA-13		10. Apr 92		IIR-2	13	23. Jul 97	F3
IIA-14	26	07. Jul 92	F2	IIR-3	11	07. Okt 99	D2
IIA-15	27	09. Sep 92	A4	IIR-4	20	11. Mai 00	E1
IIA-16	1	22. Nov 92	F4	IIR-5	28	16. Jul 00	B5
IIA-17	29	18. Dez 92	F5	IIR-6	14	10. Nov 00	F1
				IIR-7	18	30. Jan 01	E4

* Satellit außer Betrieb; ** Start nicht erfolgreich

Tab. 4.1: Schrittweiser Aufbau und derzeitiger Status des GPS-Systems, Quelle: [<http://tycho.usno.navy.mil/gpscurr.html>].

Der erste speziell für das NAVSTAR-Programm konzipierte Satellit wurde am 22. Februar 1978 in den Orbit gebracht. Dabei handelte es sich um den ersten von insgesamt 11 sogenannten Block-I-Satelliten, welche in der Entwicklungsphase des Systems zum Aufbau der Satellitenkonstellation gestartet wurden. Obwohl für eine Lebensdauer von 3 Jahren konzipiert, arbeiteten viele dieser Satelliten für mehr als zehn Jahre. Der letzte Block-I-Satellit war über 11 Jahre bis zum März 1996 aktiv. Bis 1995 wurde das System allmählich voll ausgebaut. Der Start des ersten operationellen Block-II-Satelliten erfolgte im Februar 1989 (siehe Tab. 4.1). Die volle GPS-Konstellation, welche aus 24 operationell

arbeitenden Satelliten besteht, wurde im Dezember 1993 erreicht. Diese Konstellation garantiert die dreidimensionale Ortung sowohl stationärer als auch nichtstationärer GPS-Nutzer an jedem Ort auf der Erdoberfläche oder im erdnahen Raum in Echtzeit, wozu der Empfang von mindestens vier GPS-Satelliten gleichzeitig gewährleistet sein muss. Am 17. Juli 1995 erreichte die GPS-Satellitenkonstellation gemäß einer Mitteilung der Luftwaffe der USA die volle operationelle Kapazität. Zu Beginn des Jahres 2002 besteht die GPS-Konstellation aus insgesamt 28 Satelliten (siehe Tab. 4.1): 4 Block-II-Satelliten, 18 Block-IIA-Satelliten und 6 Block-IIR-Satelliten. Eine weitere Generation von GPS-Satelliten ist mit der Block-IIF-Serie angekündigt worden.

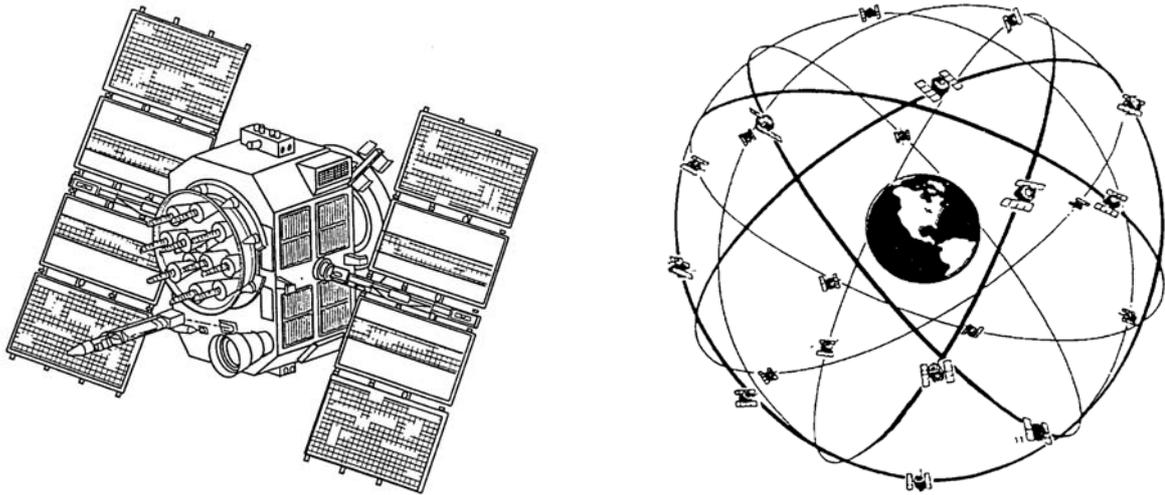


Abb. 4.1: links: Block-II-GPS-Satellit. rechts: Orbitebenen der GPS-Konstellation, nach Bauer (1997).

Abb. 4.1 links zeigt einen Block-II-Satelliten mit deutlich erkennbaren Sonnenpaddeln und dem aus stabförmigen L-Band-Antennen bestehenden Antennenfeld. Der Satellit hat eine Gesamtmasse von etwa 840 kg und ist für eine mittlere Lebensdauer von 7,5 Jahren konzipiert. Bei den Block-IIA-Satelliten handelt es sich um geringfügig veränderte Block-II-Satelliten. Ihr wesentlicher Unterschied liegt in der Größe ihrer Speicher zur Aufnahme der vom Kontrollzentrum vorausgerechneten Navigationsdaten. Die Block-IIR-Satelliten sind in der Lage, Strecken bzw. Pseudostrecken untereinander zu messen. Diese Messungen stellen zusätzliche Informationen zur Berechnung der Bahndaten dar und erlauben außerdem eine weitgehend vom Kontrollzentrum unabhängige Berechnung der Bahndaten (Bauer, 1997).

Wie bereits erwähnt, erfordert eine dreidimensionale Navigationslösung die Sichtbarkeit von mindestens vier GPS-Satelliten. Die vorhandene GPS-Konstellation genügt neben dieser Anforderung etlichen weiteren Aspekten, wie z.B. Stabilität der Konstellation, möglichst geringe Anzahl benötigter Satelliten und Vermeidung von Satellitenhäufungen an den Polen. Die Nominalkonstellation besteht aus 24 Satelliten (einschließlich dreier aktiver Reservesatelliten), welche in sechs Bahnebenen angeordnet sind (Abb. 4.1 rechts). Die Neigung der Bahnebenen gegenüber dem Äquator beträgt etwa 55° , wobei die Bahnebenen am Äquator um jeweils etwa 60° zueinander versetzt sind. Die große Halbachse der nahezu kreisförmigen GPS-Satellitenbahnen hat eine Länge von 26.609,0 km, was einer Orbithöhe von etwa 20200 Kilometern über der Erdoberfläche entspricht. Daraus resultiert eine Umlaufzeit von einem halben Sternentag (etwa 11 Stunden 58 Minuten). Ein Sternentag ist die Zeit, welche die Erde für eine Umdrehung von genau 360° gegenüber dem Fixsternhimmel benötigt. Damit nehmen die GPS-Satelliten nach einem Sternentag bzw. zwei Erdumrundungen wieder die gleiche Position relativ zum Erdkörper ein. Da ein Sonnentag aber aufgrund der Rotation der Erde um die Sonne etwa 4 Minuten

länger ist als ein Sternentag, erscheinen die GPS-Satelliten einem stationären Beobachter auf der Erde jeden Tag etwa 4 Minuten früher.

Abb. 4.2 zeigt die Verteilung der GPS-Satelliten auf den Bahnebenen (Bezeichnung A-F). Auf jeder Bahnebene befinden sich vier bzw. fünf Satelliten. Um eine optimale globale Abdeckung zu gewährleisten, sind die Satelliten innerhalb der Orbitenebenen nicht gleichmäßig verteilt sondern versetzt zueinander angeordnet.

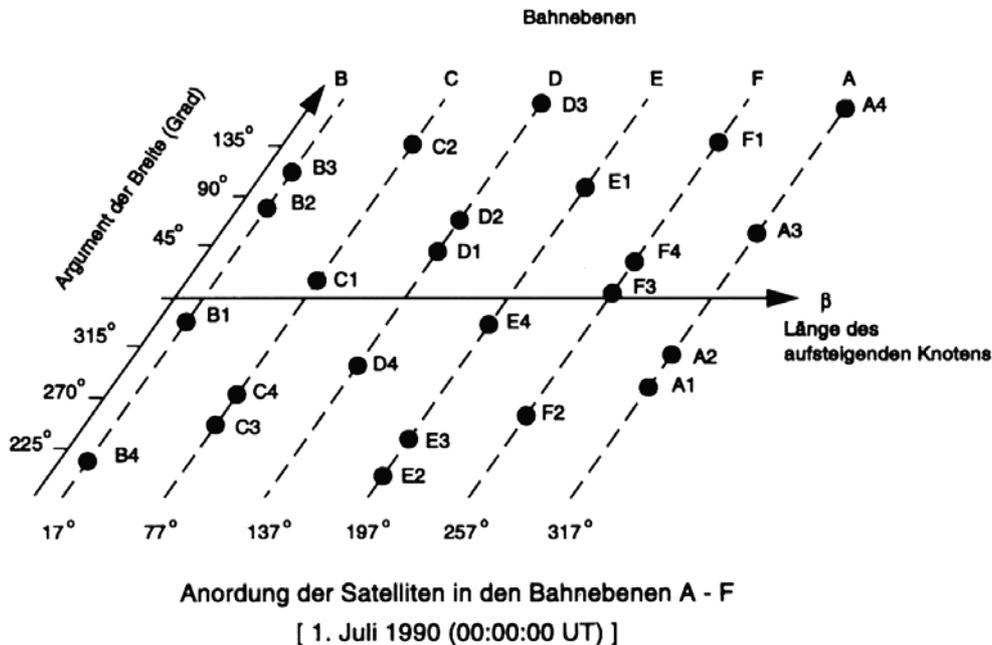


Abb. 4.2: Verteilung der GPS-Satelliten auf den einzelnen Bahnebenen nach Bauer (1997).

Neben dem Mikroprozessor zur Steuerung der Satellitenfunktionen bildet ein sehr stabiler Oszillator das Kernstück der Navigationseinrichtung eines GPS-Satelliten. Der Oszillator besteht aus einem Ensemble von je zwei Rubidium und Cäsium-Frequenznormalen (Atomuhren).

Jeder GPS-Satellit sendet permanent Signale auf zwei kohärenten Trägerfrequenzen L1 und L2 im L-Band. Beide Trägerfrequenzen f_1 und f_2 werden aus der Grundfrequenz des Satellitenoszillators $f_0 = 10,23 \text{ MHz}$ ($\lambda_0 = 29,3 \text{ m}$) abgeleitet:

$$f_1 = 154 f_0 = 1575,42 \text{ MHz} \quad (\lambda_1 = \frac{c}{f_1} \approx 190 \text{ mm}) \quad (4.1)$$

$$f_2 = 120 f_0 = 1227,60 \text{ MHz} \quad (\lambda_2 = \frac{c}{f_2} \approx 244 \text{ mm}) \quad (4.2)$$

wobei λ_1 und λ_2 die zugehörigen Trägerwellenlängen bezeichnen und c die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum symbolisiert. Es ist anzumerken, dass die Frequenz des Satellitenoszillators zur Kompensation relativistischer Effekte geringfügig unter ihrem Nominalwert von 10,23 MHz eingestellt wird.

Zur Überwindung von Mehrdeutigkeiten bei der Messung der Signalstrecke Satellit-Satellitenempfänger, zur Übertragung der Navigationsnachricht (Bahndaten der Satelliten) sowie zur Beschränkung der Verwendbarkeit von GPS für unerwünschte Nutzer werden die GPS-Signale phasenmoduliert. Diese Phasenmodulation des L1- und L2-Signals erfolgt nach Maßgabe pseudozufälliger Sequenzen der Werte +1 oder -1 (Pseudo Random Noise (PRN) Sequenzen). Jeder GPS-Satellit generiert zwei PRN-Codes:

(1) Der C/A-Code (Clear/Acquisition), im deutschen Sprachgebrauch auch als Grob-Code bezeichnet, wird mit einem Modulationstakt von 1,023 MHz ($f_0/10$) bei einer Periode der

verwendeten PRN-Sequenz von einer Millisekunde auf das L1-Signal moduliert. Seine Kodierung ist allgemein zugänglich und ermöglicht damit jedem beliebigen Nutzer die Auswertung des GPS-Signals bei eingeschränkter Genauigkeit. Aus dem Verhältnis der Trägerfrequenz f_1 zum Modulationstakt sowie der Trägerwellenlänge λ_1 ergibt sich die Wellenlänge des C/A-Codes von etwa 293 m. Aufgrund der Periode von 1ms liegt die Mehrdeutigkeit bei der Auswertung des C/A-Codes im Bereich von 300 km.

(2) Der Precise-Code (P-Code) bildet die Voraussetzung für eine genauere Ortung in Echtzeit und hat folglich eine besondere Bedeutung für die militärische Navigation und Ortung. Der P-Code wird mit der Grundfrequenz des Satelliten ($f_0 = 10,23$ MHz) sowohl auf das L1- als auch auf das L2-Signal moduliert. Daraus ergibt sich eine Wellenlänge von etwa 29,3 Metern. Die verwendete PRN-Sequenz hat eine Länge von 266 Tagen. Jeder GPS-Satellit erzeugt dabei einen 7-Tagesausschnitt des Gesamtcodes. Da diese Ausschnitte so gewählt werden, dass keine Überlappungen auftreten, besitzt jeder Satellit seinen individuellen P-Code bzw. seinen individuellen Ausschnitt aus der gesamten PRN-Sequenz. Diese Ausschnitte sind mit einer durchlaufenden Nummerierung versehen, welche im Allgemeinen zur Spezifikation der jeweils aktiven GPS-Satelliten verwendet wird (siehe Tab. 4.1).

Zusätzlich zu C/A- und P-Code wird die Navigationsnachricht auf beide Trägerfrequenzen moduliert. Die Modulationsfrequenz beträgt 50 Hz bei einer Sequenzlänge von 30 Sekunden. Die Navigationsnachricht enthält Informationen über die Bahndaten (Ephemeriden) und Uhren der Satelliten, die GPS-Zeit, Informationen zum Systemstatus sowie die Koeffizienten eines einfachen ionosphärischen Refraktionsmodells (Klobuchar-Modell).

Wie bereits erwähnt, ist NAVSTAR-GPS in erster Linie ein Navigationssystem der US-amerikanischen Streitkräfte. Daher liegt es im Interesse der nationalen Sicherheit der USA, das volle Genauigkeitspotential von GPS nur autorisierten Nutzern zur Verfügung zu stellen. Infolgedessen stellt GPS zwei Genauigkeitskategorien bereit: Den Standard Positioning Service (SPS) mit weltweit uneingeschränkter und unentgeltlicher Verfügbarkeit und einer absoluten Navigationsgenauigkeit von etwa 100 m sowie den Precise Positioning Service (PPS), der auf einen autorisierten Nutzerkreis beschränkt ist, und eine absolute Navigationsgenauigkeit von etwa 40 m beim C/A-Code und von etwa 20 m beim P-Code bietet.

Es existieren zwei Techniken zur Einschränkung des GPS-Genauigkeitspotentials: Selected Availability (SA) und Anti-Spoofing (AS). SA verschlechtert die potentielle absolute Navigationsgenauigkeit in Echtzeit durch Verfälschung der Satellitenuhren und -bahndaten sowie durch künstliches Verrauschen der Trägersignale und wird auf C/A und P-Code und beide Trägerfrequenzen angewendet. Durch AS soll verhindert werden, dass ein GPS-Empfänger ein von einem feindlichen Sender stammendes Signal als GPS-Signal interpretiert. Dazu wird der P-Code zum geheimen Y-Code verschlüsselt. Folglich können nichtautorisierte Nutzer ohne spezielle Ausrüstung bei eingeschaltetem AS nur den C/A-Code auf L1 zur Ortung in Echtzeit nutzen.

In erster Linie werden die unautorisierten Möglichkeiten der Echtzeitanwendung von GPS durch SA und AS beeinträchtigt. Es existieren allerdings Verfahren, die es einem entsprechend ausgestatteten GPS-Empfänger ermöglichen, die AS-Effekte ohne Kenntnis des geheimen Y-Codes aufzuheben. Allerdings müssen dabei gewisse Qualitätsverschlechterungen der Messdaten hingenommen werden. Der „Black-Jack“-GPS-Empfänger an Bord des CHAMP-Satelliten ist zur Aufhebung der AS-Effekte mit einer sogenannten Kreuzkorrelationstechnik (z.B. *Bauer*, 1997) ausgestattet. SA-Effekte können bei Anwendungen, die nicht echtzeitkritisch sind und den Einsatz differentieller Techniken (z.B. *Bauer*, 1997) erlauben, vollständig überwunden werden.

Aufgrund der ständig wachsenden zivilen Nutzung und ökonomischen Bedeutung von GPS sowie der Entspannung der weltpolitischen Lage bekundete die US-Regierung im Frühjahr 1996 die Absicht, den Gebrauch von SA innerhalb des kommenden Jahrzehnts abzustellen. Am 2. Mai 2000 wurde diese Absicht insbesondere unter dem Druck des in Europa geplanten Satellitennavigationssystems Galileo umgesetzt und SA ist seither vorläufig deaktiviert (z.B. *Neilan et al.*, 2000).

Die Kontrolle und Kommandierung der GPS-Satelliten erfolgt durch das militärische Kontrollsegment. Dessen Aufgaben bestehen in der Beobachtung der Satellitenbewegungen und Berechnung der Bahndaten, der Beobachtung und Extrapolation des Verhaltens der Satellitenuhren sowie der Übermittlung von Bahndaten und Vorhersagen des Uhrenverhaltens an die Satelliten zur späteren Weitergabe an die Nutzer. Abb. 4.3 zeigt die zum militärischen Kontrollsegment gehörenden Stationen. In der Hauptkontrollstation (engl. Master Control Station) werden die bei den Monitorstationen gesammelten Beobachtungsdaten zusammengeführt und daraus die Bahndaten sowie die Vorhersage des Uhrenverhaltens berechnet. Die Bodenantennen (englisch Ground Antenna) übermitteln diese Daten an die jeweiligen Satelliten.

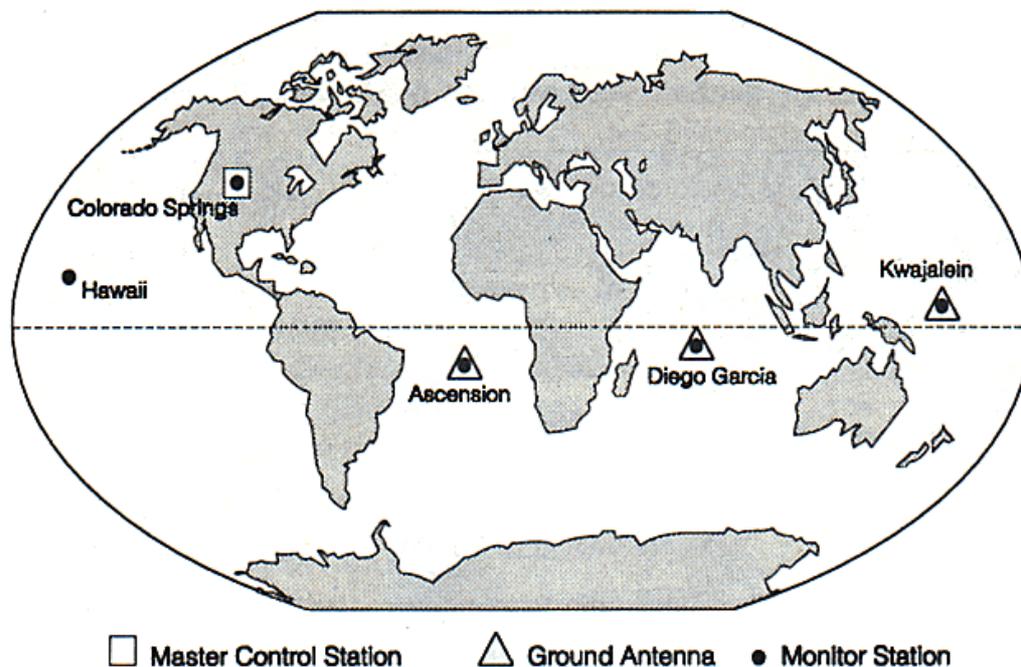


Abb. 4.3: GPS-Kontrollsegment nach Bauer (1997).

Für tieferegehende und umfassendere Diskussionen des GPS-Systems sei an dieser Stelle auf die einschlägige Fachliteratur wie z.B. *Teunissen und Kleusberg* (1998), *Seeber* (1993), *Kaplan* (1996) oder *Bauer* (1997) verwiesen.

4.2 GPS-Messgrößen und die Beobachtungsgleichung

Die Navigation und Ortung mit GPS basiert prinzipiell auf der Entfernungsbestimmung zwischen dem Nutzer und den jeweils sichtbaren GPS-Satelliten durch die Laufzeitmessungen von Radiosignalen. Die genaue Kenntnis der Satellitenpositionen ermöglicht dann zusammen mit diesen Messungen die Positionsbestimmung. In Abhängigkeit vom verwendeten Empfängertyp sind für jeden empfangenen GPS-Satelliten bis zu 5 Messgrößen gleichzeitig verfügbar. Diese sind die Messungen der 3 Codephasen (C/A- und P-Code auf L1, P-Code auf L2, wobei der P-Code unter AS zum Y-Code verschlüsselt ist) sowie die Messungen der Trägerphasen L1 und L2. Während die Codephasenmessungen absolute Entfernungsmessungen zwischen GPS-Satellit und Empfänger darstellen, da sie auf Laufzeitmessungen anhand der Codes beruhen, enthalten die auf einer Bestimmung der Phasenlage des Signals basierenden Trägerphasenmessungen eine unbekannte Anzahl von Phasendurchgängen (Mehrdeutigkeiten) und beschreiben folglich den Abstand zwischen GPS-Satellit und Empfänger nur relativ. Die verschiedenen Codephasenmessungen (C/A-, P-, oder Y-Code) werden auch als Pseudoentfernungen (Pseudorange) bezeichnet, da sie auf wirklichen Laufzeitmessungen beruhen. Eine solche Pseudoentfernung zwischen dem GPS-Satelliten S und dem Empfänger R ist allgemein definiert als:

$$P_R^S \equiv c(t_R - t_S) \quad (4.3)$$

dabei symbolisieren

- P_R^S den Pseudorange bzw. die Codephasenmessung ausgedrückt in Längeneinheiten,
- c die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum,
- t_R die Ankunftszeit des Signals, wie sie bezogen auf das interne Zeitsystem des Empfängers R gemessen wurde und
- t_S die Sendezeit des Signals, wie sie bezogen auf die Uhr des GPS-Satelliten S gemessen wurde.

Der Pseudorange enthält neben der wahren geometrischen Distanz zwischen GPS-Satellit und Empfänger eine Reihe von Fehlergrößen:

- Troposphärischer Ausbreitungsfehler: Siehe Kapitel 2.4.1.
- Ionosphärischer Ausbreitungsfehler: Siehe Kapitel 2.4.1.
- Satelliten- und Empfängeruhrenfehler: momentane Abweichung der satelliteninternen Uhr bzw. der empfängerinternen Uhrzeit von der GPS-Systemzeit. Die empfängerinterne Uhrzeit wird aus GPS-Messungen selbst bestimmt, während die GPS-Satelliten über interne Uhren verfügt.
- Instrumentelle Laufzeiteffekte (Biases): Signalspezifische Laufzeiteffekte treten sowohl im GPS-Satelliten als auch im Empfänger auf. Sie sind hardwareabhängig und können eine Größe von mehreren Nanosekunden annehmen. Seitens des Satelliten sind diese bedingt durch Code- und Trägerlaufzeitdifferenzen bei der Signalgenerierung. Im Empfänger entstehen die Code- und Phasenlaufzeitdifferenzen während der Demodulation und Verarbeitung des L1- und L2- Signals. Die instrumentellen Biases sind prinzipiell zeitabhängig, erscheinen aber in der Praxis relativ stabil, zumindest in einer Größenordnung von mehreren Tagen.
- Mehrwegeausbreitung (Multipath): Die vom GPS-Satelliten gesendeten Signale werden auf ihrem Weg zum Empfänger an Objekten (z.B. Gebäuden) in der Nähe des Empfängers reflektiert. In der Folge kommt es zu Überlagerungen zwischen dem auf direktem Wege

einfallenden Signal und dem reflektierten Signal, welche insbesondere die Codephasenmessungen und in weitaus geringerem Umfang auch die Trägerphasenmessungen beeinträchtigen. Über kurze Zeiträume von wenigen Minuten betrachtet wirken die Effekte der Mehrwegeausbreitung systematisch, während sie über längere Zeiträume betrachtet auch als Rauschen interpretiert werden können.

- Rauschen: Das Rauschen in den empfangenen GPS-Signalen setzt sich aus atmosphärischem und empfangnerinternem Rauschen zusammen. Letzteres hängt von der Qualität des genutzten Empfängers ab.

Während die Multipath-Effekte und das Rauschen bei den Codephasenmessungen erheblich sind (bis zu Größenordnungen von einigen Metern), lassen sich diese bei den Trägerphasenmessungen nahezu vernachlässigen (Größenordnung von einigen Millimetern).

Unter Berücksichtigung der oben aufgeführten Fehlergrößen lässt sich Gleichung (4.3) in die Beobachtungsgleichung der Codephasenmessungen (C/A-, P-, oder Y-Code) überführen:

$$P_R^S = \rho_R^S + c(\Delta t_S - \Delta t_R) + \Delta_{trop} + \Delta_{ion} + c(b_S + b_R)_P + \varepsilon_P \quad (4.4)$$

dabei bezeichnen

ρ_R^S die geometrische Distanz zwischen der Position des Empfängers R zum Zeitpunkt $t_R - \Delta t_R$ und der Position des GPS-Satelliten S zum Zeitpunkt $t_S - \Delta t_S$,

$\Delta t_S, \Delta t_R$ die Abweichungen der Satelliten- bzw. der Empfängeruhr von der GPS-Systemzeit,

Δ_{trop} den troposphärischen Ausbreitungsfehler in Längeneinheiten,

Δ_{ion} den ionosphärischen Ausbreitungsfehler in Längeneinheiten,

$(b_S, b_R)_P$ die instrumentellen Codebiases des GPS-Satelliten bzw. des Empfängers sowie

ε_P den verbleibenden Restfehler der Codephasenmessung, im Wesentlichen bestimmt durch Mehrwegeeffekte und Rauschen.

Bei der Formulierung der Beobachtungsgleichung für die Trägerphasenmessungen ist zu berücksichtigen, dass diese auf einer Bestimmung der Phasenlage der Trägersignale beruhen, folglich eine unbekannte Anzahl von Phasendurchgängen (Mehrdeutigkeiten) enthalten und daher relativ sind. Weiterhin ist zu beachten, dass der ionosphärische Ausbreitungsfehler auf Träger- und Codephasenmessung mit entgegengesetztem Vorzeichen wirkt (siehe Gleichung (2.13)). Unter diesen Maßgaben folgt aus Gleichung (4.4) für die Trägerphasenmessungen:

$$L_R^S \equiv \phi \lambda = \rho_R^S + c(\Delta t_S - \Delta t_R) + \Delta_{trop} - \Delta_{ion} + N\lambda + c(b_S + b_R)_L + \varepsilon_L \quad (4.5)$$

dabei bezeichnen

L_R^S die Trägerphasenmessung ausgedrückt in Längeneinheiten,

ϕ die Anzahl der gemessenen Phasenzyklen,

λ die zur Trägerphasenmessung korrespondierende Wellenlänge (λ_1 oder λ_2),

N den Phasenmehrdeutigkeitsparameter (Anzahl der Mehrdeutigkeiten),

$(b_S, b_R)_L$ die instrumentellen Trägerphasenbiases des GPS-Satelliten bzw. des Empfängers sowie

ε_L den verbleibenden Restfehler der jeweiligen Trägerphasenmessung.

Es ist anzumerken, dass auf die Indizierung der Beobachtungsgleichungen nach GPS-Satelliten, Empfängern, jeweiligen Observablen und Messzeitpunkten aus Gründen der Übersichtlichkeit verzichtet wurde.

Wie bereits im Kapitel 4.1 erwähnt, existieren bestimmte Verfahren (z.B. Kreuzkorrelationstechniken, *Teunissen und Kleusberg, 1998*), die es einem entsprechend ausgestatteten GPS-Empfänger auch bei aktiviertem AS ermöglichen, die dann verschlüsselten Beobachtungsgrößen zu bestimmen. Daher kann bei solchen Empfängern auch bei aktiviertem AS von denselben Beobachtungsgleichungen ausgegangen werden, wie bei deaktiviertem AS. Allerdings ist dabei eine Verschlechterung der Datenqualität hinzunehmen, die sich vor allem in erhöhtem Rauschen und verminderter Stabilität der Messungen äußert.

Die fundamentalen GPS-Beobachtungsgleichungen (4.4) und (4.5) dokumentieren das interdisziplinäre Potential der GPS-Messungen. Neben den geometrischen Informationen (ρ_R^S) für Anwendungen in Navigation und Ortung enthalten sie auch Informationen über Satelliten- und Empfängeruhren ($\Delta t_S, \Delta t_R$) sowie Informationen über die Erdatmosphäre ($\Delta_{trop}, \Delta_{ion}$). Der troposphärische Ausbreitungsfehler ist die Basis für die Fernerkundung der neutralen Atmosphäre z.B. durch die Auswertung der sogenannten Radiookkultationsmessungen, welche auch auf CHAMP mit großem Erfolg durchgeführt werden (z.B. *Wickert et al., 2002*). Im folgenden Kapitel wollen wir uns nun dem ionosphärischen Ausbreitungsfehler (Δ_{ion}) zuwenden, der offensichtlich die im Rahmen dieser Arbeit benötigte Ionosphäreninformation enthält.

4.3 Bestimmung des TEC aus den GPS-Beobachtungen

Wie die Beobachtungsgleichungen (4.4) und (4.5) zeigen, enthalten sowohl die Code- als auch die Trägerphasenmessungen ionosphärische Informationen. Diese lassen sich durch die Bildung der sogenannten ionosphärischen Linearkombinationen P_I und L_I (z.B. *Blewitt, 1990*) simultan gemessener Code- bzw. Trägerphasenmessungen extrahieren, wobei alle frequenzunabhängigen Terme ($\rho_R^S, c(\Delta t_S - \Delta t_R), \Delta_{trop}$) entfallen.

$$P_I \equiv P_2 - P_1 = \Delta_{ionP2} - \Delta_{ionP1} - dcb_S - dcb_R + \Delta\varepsilon_P \quad (4.6)$$

mit:

Δ_{ionP2}	ionosphärischer Ausbreitungsfehler auf P2,
Δ_{ionP1}	ionosphärischer Ausbreitungsfehler auf P1,
$dcb_S \equiv c(b_{P1} - b_{P2})_S$	differentieller Codebias des GPS-Satelliten,
$dcb_R \equiv c(b_{P1} - b_{P2})_R$	differentieller Codebias des GPS-Empfängers,
$\Delta\varepsilon_P$	verbleibender differentieller Restfehler der Codephasenmessung, im Wesentlichen bestimmt durch Mehrwegeeffekte und Rauschen.

$$L_I \equiv L_1 - L_2 = \Delta_{ionL2} - \Delta_{ionL1} + N_1\lambda_1 - N_2\lambda_2 + dtb_S + dtb_R + \Delta\varepsilon_L \quad (4.7)$$

mit:

Δ_{ionL2}	ionosphärischer Ausbreitungsfehler auf L2,
Δ_{ionL1}	ionosphärischer Ausbreitungsfehler auf L1,

$dtb_S = c(b_{L1} - b_{L2})_S$ differentieller Trägerphasenbias des GPS-Satelliten,
 $dtb_R = c(b_{L1} - b_{L2})_R$ differentieller Trägerphasenbias des GPS-Empfängers,
 $\Delta\varepsilon_L$ verbleibender differentieller Restfehler der Trägerphasenmessung.

Unter Berücksichtigung der ersten Näherung des ionosphärischen Ausbreitungsfehlers (Gleichung (2.13)) folgt aus (4.6):

$$P_I = K \frac{f_1^2 - f_2^2}{f_1^2 f_2^2} \text{TEC} - dcb_S - dcb_R + \Delta\varepsilon_P \quad (4.8)$$

Bei Kenntnis der differentiellen Codebiases dcb_S und dcb_R erlaubt Gleichung (4.8) die Bestimmung des absoluten TEC entlang des gemeinsamen Strahlenweges von P1 und P2. Der hauptsächlich durch Effekte der Mehrwegeausbreitung bestimmte Term $\Delta\varepsilon_P$ kann allerdings die Größenordnung mehrerer Meter annehmen und ist daher nicht vernachlässigbar. Er kann den für einen einzelnen Strahl bestimmten TEC-Wert erheblich verfälschen. Betrachtet man allerdings den TEC-Verlauf für die Passage eines bestimmten GPS-Satelliten in Bezug auf einen bestimmten Empfänger über einen längeren Zeitraum, so äußert sich $\Delta\varepsilon_P$ als Rauschen in den TEC-Messungen.

Der differentielle Restfehler bei den Trägerphasenmessungen liegt hingegen im Millimeterbereich und ist vernachlässigbar klein. In Analogie zu P_I folgt dann für L_I aus (4.7):

$$L_I = K \frac{f_1^2 - f_2^2}{f_1^2 f_2^2} \text{TEC} + dtb_S + dtb_R + N_1\lambda_1 - N_2\lambda_2 \quad (4.9)$$

Wie Gleichung (4.9) zeigt, ermöglicht die ionosphärische Linearkombination der Trägerphasen nur die Bestimmung eines relativen TEC, da sie neben den differentiellen Trägerphasenbiases eine unbestimmte Anzahl von Phasenmehrdeutigkeiten enthält. Allerdings wird sie erheblich weniger durch Effekte der Mehrwegeausbreitung beeinträchtigt und ist daher deutlich weniger verrauscht als die differentiellen Codephasenmessungen. Die Summe aus differentiellen Trägerphasenbiases und Phasenmehrdeutigkeiten stellt prinzipiell eine unbekannte Konstante dar. In der Praxis kann diese Konstante durch ein Einpassen der fortlaufenden differentiellen Trägerphasenmessungen in die entsprechenden differentiellen Codephasenmessungen im Sinne der kleinsten Fehlerquadrate abgeschätzt werden (siehe Kap. 5.4.1). So ist es möglich, die Freiheit von Phasenmehrdeutigkeiten der TEC-Information aus P_I und die Qualität der wenig verrauschten, dafür aber nur relativen TEC-Information aus L_I zu kombinieren und gleichermaßen zu nutzen. Zur endgültigen Kalibrierung der TEC-Messungen ist es allerdings noch erforderlich, die differentiellen Codebiases dcb_R und dcb_S zu bestimmen. Dies geschieht in einem gesonderten Verfahren, welches in Kap. 5.4.2 näher beschrieben wird.