



TECHNISCHE  
UNIVERSITÄT  
MÜNCHEN

# **Einführung in GPS**

Tutorial zum 3. SAPOS-Symposium 2000 in München

M. Rothacher, B. Zebhauser

IAPG / FESG No. 8

Institut für Astronomische und Physikalische Geodäsie  
Forschungseinrichtung Satellitengeodäsie

München 2000

# **3. SAPOS-Symposium**

23. - 24. Mai 2000 in München

## **Tutorial "Einführung in GPS"**

**Prof. Dr. Markus Rothacher  
Dr. Benedikt Zebhauser**

Institut für Astronomische und Physikalische Geodäsie  
Fachgebiet Geodätische Raumverfahren  
Technische Universität München

## 1. Grundlagen

### 1.1 Systembeschreibung

#### 1.1.1 Space Segment

#### 1.1.2 Control Segment

#### 1.1.3 User Segment

#### 1.1.4 Ground Segment

### 1.2 Signalstruktur

#### 1.2.1 GPS-Signale

#### 1.2.2 GLONASS-Signale

#### 1.2.3 Künstliche Verschlechterung der Signale

### 1.3 Beobachtungsgleichung

#### 1.3.1 Pseudorange- oder Code-Messung

#### 1.3.2 Trägerphasenmessung

#### 1.3.3 Verbessertes Modell

### 1.4 Zeit- und Koordinatensysteme

#### 1.4.1 Zeitsysteme

#### 1.4.2 Referenzsysteme

## 2. Fehlerquellen

### 2.1 Satelliten- und Empfängeruhrfehler

### 2.2 Satellitenbahnfehler

#### 2.2.1 Einfluss der Bahnqualität auf die Stationskoordinaten

#### 2.2.2 Genauigkeit der GPS- und GLONASS-Bahnen

### 2.3 Ionosphärische Refraktion

#### 2.3.1 Die Ionosphäre und ihre Wirkung auf die GPS-Signale

#### 2.3.2 Einfluss der Ionosphäre auf die Punktkoordinaten

### 2.4 Troposphärische Refraktion

#### 2.4.1 Die Troposphäre und ihre Wirkung auf die GPS-Signale

#### 2.4.2 Einfluss der Troposphäre auf die Punktkoordinaten

### 2.5 Mehrwegeeffekte, Abschattungen

#### 2.5.1 Mehrwegeeffekte

#### 2.5.2 Abschattungen

### 2.6 Variationen des Antennenphasenzentrum

#### 2.6.1 Einfluss der Variationen des Antennenphasenzentrums

#### 2.6.2 Bestimmung von Variationen des Antennenphasenzentrums

## 3. Auswertestrategien

### 3.1 Absolutpositionierung

### 3.2 Relativpositionierung mit Codephasen

### 3.3 Relativpositionierung mit Trägerphasen

### 3.4 Qualitätsmaße und erreichbare Genauigkeiten

#### 3.4.1 Fehlermaße

#### 3.4.2 Dilution of Precision

#### 3.4.3 Availability, Repeatability, Integrity

#### 3.4.4 Erreichbare Genauigkeiten

---

### 4. Beobachtungsverfahren

- 4.1 Permanent
- 4.2 Static und Rapid Static
- 4.3 Stop & Go und RTK
- 4.4 Kinematic
- 4.5 DGPS- und Standalone-Navigation

### 5. Nutzung und Umfeld

- 5.1 Referenzstationsnetze, Dienste
  - 5.1.1 Globale und regionale passive Referenzstationsnetze
  - 5.1.2 Regionale und lokale aktive Referenzstationsnetze
  - 5.1.3 Globale aktive Referenzstationsnetze
- 5.2 Produkte internationaler Organisationen
  - 5.2.1 Ephemeriden, Satellitenuhrparameter
  - 5.2.2 ITRF: Koordinaten und Geschwindigkeiten von Punkten des IERS und IGS
  - 5.2.3 Daten von Stationen des IGS und dessen regionalen Verdichtungen
  - 5.2.4 Antennen-Phasenzentrumsvariationen
- 5.3 GPS-Hardware und -Software
  - 5.3.1 GPS-Hardware
  - 5.3.2 GPS-Software
  - 5.3.3 Datenformate
- 5.4 Anwendungen
  - 5.4.1 Navigation für die Telematik in Kraftfahrzeugen
  - 5.4.2 Automatische Navigation von Flugzeugen
  - 5.4.3 Einsatz in der Landwirtschaft
  - 5.4.4 Weitere Navigations- und Ortungsanwendungen
  - 5.4.5 GPS in der Vermessung, Geodäsie und weiteren wissenschaftlichen Disziplinen

Literatur und andere Quellen

Abkürzungen

---

# 1. Grundlagen

## 1.1 Systembeschreibung

Zurzeit sind zwei sehr ähnliche Satellitensysteme in Gebrauch für die globale Positionierung und Navigation, nämlich

- das **NAVSTAR-GPS**: **NAV**igation **S**ystem with **T**ime **A**nd **R**anging – **G**lobal **P**ositioning System der US-Amerikaner und
- das **GLONASS**: **G**LObal **N**avigation **S**atellite **S**ystem, genauer “Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema” der Russen.

Da die beiden Systeme weitgehend gleich aufgebaut sind, werden wir, obschon diese Einführung das GPS betrifft, auch zum GLONASS-System hier und da Ergänzungen einfließen lassen und Vergleiche ziehen zwischen den zwei Systemen.

Das GPS- und das GLONASS-System können je in drei Hauptsegmente unterteilt werden:

- **Space Segment**: die Konstellation der Satelliten des Systems und die Satelliten selbst.
- **Control Segment**: die Bodenstationen, Infrastruktur und Software für die Überwachung und das Betreiben des GPS- respektive des GLONASS-Systems.
- **User Segment**: alle GPS- resp. GLONASS-Empfänger weltweit und die dazugehörige Verarbeitungssoftware.

Wir sollten diese 3 Segmente eigentlich um einen vierten, ebenso wichtigen Teil erweitern. Wir wollen diesen Teil “Ground Segment” (Bodensegment) nennen:

- **Ground Segment**: alle Permanent-Netze, die wesentliche Produkte für die Benutzer des Systems liefern. Dazu gehört das zivile, globale Netz von GPS-Empfängern des International GPS Service (IGS), das die Bestimmung von sehr genauen GPS-Bahnen erlaubt und die Realisierung eines präzisen Referenzsystems. Im Falle von GLONASS spielt diese Rolle zur Zeit das International GLONASS Experiment (IGEX). Zum “Ground Segment” gehören auch die regionalen Permanentnetze zur Verdichtung des globalen Referenzsystems (z.B. die EUREF-Stationen).

### 1.1.1 Space Segment

Beide Satellitenkonstellationen bestehen nominell aus 24 Satelliten (ursprünglich 21 + 3 Ersatzsatelliten). In Wirklichkeit stehen zurzeit

- **27** aktive GPS-Satelliten und
- **10** aktive GLONASS-Satelliten

zur Verfügung. Zwei der aktiven GPS-Satelliten gehören zur neusten Generation der Block IIR Satelliten. Abbildung 1.1 zeigt je ein Exemplar eines Block I, Block II und Block IIR Satelliten. Bei GLONASS ist leider nicht klar, was in Zukunft mit dem Satellitensystem geschehen wird und ob in absehbarer Zukunft neue Satelliten in Umlauf gebracht werden. Wenn das europäische Galileo-Projekt realisiert wird, dann wird dieses System wohl das GLONASS-System längerfristig ablösen.

Die Konstellation der Systeme wurde so geplant, dass mindestens 4 Satelliten von jedem Ort der Erde aus und zu jedem Zeitpunkt sichtbar sein sollen. Wie wir später in Abschnitt 1.3.1 sehen werden, braucht man mindestens 4 Satelliten, um sich in Echtzeit positionieren zu können.

Die Bahncharakteristiken der zwei Systeme sind in Tabelle 1.1 zusammengestellt. Die Satelliten bewegen sich in nahezu kreisförmigen Bahnen in einer Höhe von rund 20'200 km (GPS) resp. 19'100 km (GLONASS) über der Erdoberfläche. Die Geschwindigkeit der Satelliten in einem raumfesten System beträgt ungefähr 4 km/s, relativ zu Stationen am Boden maximal 2.8 km/s. Die Geschwindigkeit der Erddrehung am Äquator als Vergleich beträgt ca. 0.45 km/s. Die GPS-Satelliten wiederholen ihre “ground tracks” (Bodenspuren) nach 1 Sterntag, also nach  $23^h 56^m$ . Dies entspricht genau zwei Umläufen der Satelliten. In Sonnentagen (Weltzeit UT) gerechnet wird dieselbe Stellung der Satelliten jeweils jeden Tag um 4 Minuten früher erreicht. Aufgrund dieser Tatsache wiederholen sich Tag für

## GPS Space-crafts

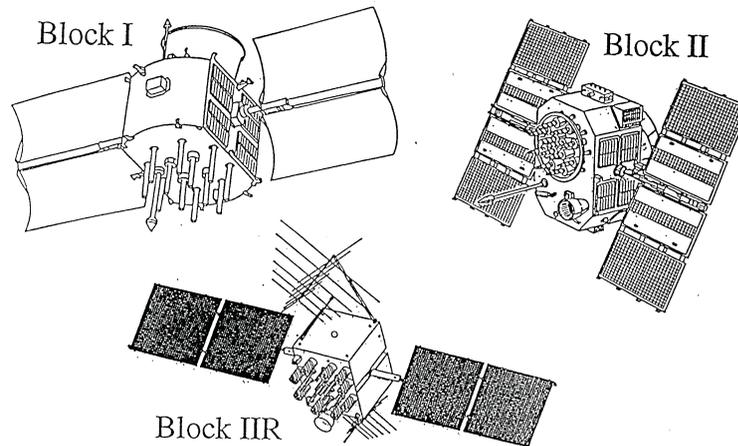


Abbildung 1.1: Verschiedene Generationen von GPS-Satelliten: Block I, Block II und Block IIR.

Charakteristik	GPS	GLONASS
Grosse Halbachse	26'600 km	25'500 km
Umlaufperiode	11 h 58 min	11 h 16 min
Bahnneigung	55°	65°
Anzahl Bahnebenen	6 (60° Abstand)	3 (120° Abstand)
Anzahl Satelliten	24 (3 Reserve)	24 (3 Reserve)
Ungefähre Masse	815 kg	700 kg
Datenrate	50 bit/sec	50 bit/sec
PRN Codes <sup>1</sup>	Satellitenabhängig	Satellitenunabhängig
Frequenzen	Satellitenunabhängig	Satellitenabhängig

<sup>1</sup> Pseudo-Random Noise Codes

Tabelle 1.1: Eigenschaften der GPS- und GLONASS-Konstellation.

Tag jegliche Fehler, die von der Satellitengeometrie abhängen, und führen zu schwierig zu detektierenden systematischen Effekten (z.B. durch Multipath). Die Bahnneigung von 55° bei GPS hat zur Folge, dass an den Polen keine Satelliten über etwa 42° Elevation gesehen werden können.

Die GLONASS-Satelliten wiederholen ihre "ground tracks" erst nach 8 Sterntagen, also 17 Umläufen. Eine identische Geometrie — jedoch mit anderen Satelliten realisiert — ergibt sich nach 1 Sterntag, wenn wirklich 8 Satelliten gleichmässig in jeder Bahnebene verteilt sind (zurzeit sind nur 10 Satelliten aktiv).

Die 2:1-Kommensurabilität der GPS-Umlaufzeit mit der Erdrotation führt zu Resonanzeffekten mit dem Gravitationsfeld. Die GPS-Satelliten müssen daher ziemlich oft manövriert werden. Die GLONASS-Konstellation mit Umlaufzeiten von rund 11<sup>h</sup> 16<sup>m</sup> kennt dieses Problem nicht. Als weiterer Unterschied können wir erwähnen, dass die GLONASS-Satelliten in den Polarregionen besser sichtbar sind wegen der grösseren Bahnneigung (siehe Tabelle 1.1).

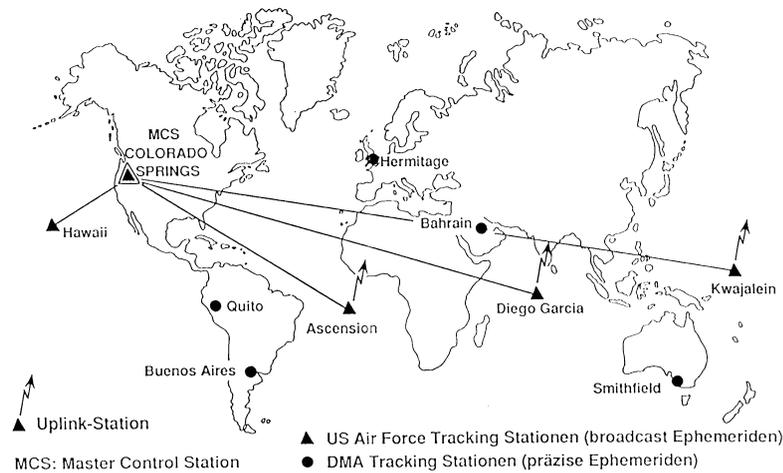


Abbildung 1.2: Das Control Segment des GPS.

### 1.1.2 Control Segment

Das Operational Control System (OCS), siehe Abbildung 1.2, ist seit 1985 aktiv. Die Master Control Station in Colorado Springs ist verantwortlich für die Gesamtkontrolle, die Bestimmung und Prädiktion von Satellitenbahnen und Satellitenuhrkorrekturen. Alle dargestellten Stationen liefern GPS-Daten für die Berechnung der Satellitenbahnen und -uhren. Ascension Island, Diego Garcia und Kwajalein verfügen über Antennen (uplink), um an die Satelliten Informationen und Befehle übermitteln zu können. Über das Control Segment des GLONASS ist wenig bekannt. Die Kontrollstationen liegen offensichtlich alle in Russland. Dafür sind die Satelliten in der Lage, sich gegenseitig Informationen zukommen zu lassen.

### 1.1.3 User Segment

Das User Segment besteht aus allen GPS/GLONASS-Empfängern zu Land, zur See, in der Luft oder in einer Umlaufbahn (z.B. ein Low Earth Orbiter (LEO) Satellit mit einem GPS-Empfänger an Bord). Der Benutzerkreis von GPS (und GLONASS) ist sehr gross und äusserst vielseitig, da GPS für Navigation, Positionierung, Vermessung, Landesvermessung, Geodynamik, Geophysik, Atmosphärenphysik, Zeit- und Frequenztransfer und vieles mehr verwendet wird. Es stehen deshalb auch eine Unzahl von verschiedenen GPS-Empfängern in den unterschiedlichsten Preisklassen und für verschiedene Genauigkeitsansprüche zur Verfügung (siehe auch Abschnitt 5.3.1).

Bei GLONASS gibt es diese Diversität von Empfängern nicht. Die guten, heutigen Geräte sind meist kombinierte GPS/GLONASS-Empfänger ("hybrid receivers") wie beispielsweise der Ashtech Z-18 oder der Javad-Empfänger.

### 1.1.4 Ground Segment

Das hier angeführte Ground Segment — es gehört nicht wirklich zum Satellitensystem selbst — besteht aus allen GPS- oder GLONASS-Permanentnetzen, die für den Benutzer des Systems wesentliche Produkte liefern. Dazu gehört als erstes das globale Netz des International GPS Service (IGS), das heute rund 200 Stationen umfasst und den wichtigsten Beitrag zur Realisierung des globalen Referenzsystem (ITRF) liefert. Dieses Netz ist auch die Grundlage für die Bestimmung der genauen GPS-Bahnen (IGS Precise Orbits, siehe auch Abschnitt 2.2.2 und 5.2) und Erdrotationsparameter.

Im Falle von GLONASS wird diese Funktion vom Netz des International GLONASS Experiment (IGEX) (ca. 30 Stationen) wahrgenommen.

Regionale Permanentnetze wie EUREF, SAPOS, etc. bilden schliesslich die hierarchische Verdichtung des globalen Netzes und formen zusammen mit dem IGS-Netz ein globales Polyeder von Referenzstationen, an das sich der lokale Benutzer anbinden kann.

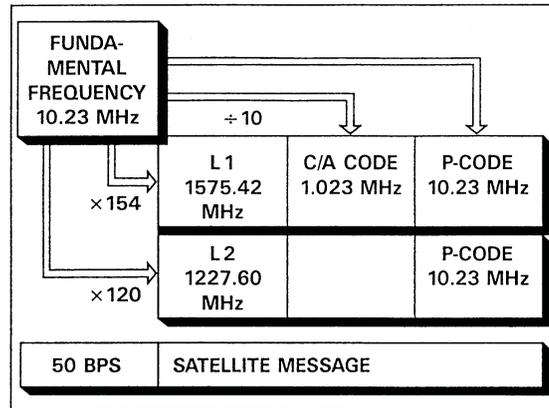


Abbildung 1.3: Schema der Signal- und Frequenzerzeugung im GPS-Satelliten

## 1.2 Signalstruktur

### 1.2.1 GPS-Signale

Sämtliche GPS-Signale werden durch eine Atomuhr erzeugt mit einer Grundfrequenz von 10.23 MHz. Aus dieser Grundfrequenz werden die zwei Trägerfrequenzen (carrier signals; Sinuswellen) des GPS-Signals durch Multiplikation abgeleitet (siehe Abbildung 1.3):

- $L_1$ :  $f_1=1575.43$  MHz (=  $154 \times 10.23$  MHz),  $\lambda_1=19$  cm
- $L_2$ :  $f_2=1227.60$  MHz (=  $120 \times 10.23$  MHz),  $\lambda_2=24$  cm

Auf den Sinuswellen (Träger) sind durch Phasenmodulation sogenannte **PRN-Codes** (pseudo random noise) aufmoduliert. Diese Codes bestehen aus kürzeren oder längeren Sequenzen von Bits (0 und 1):

- **C/A-Code** (Clear Access / Coarse Acquisition): Sequenz von 1023 Bits (chips). Er wiederholt sich nach jeweils 1 ms. Die Chip-Länge (1 Bit) beträgt 293 m. Jeder GPS-Satellit sendet seine eigene Code-Sequenz aus. Der C/A-Code wird nur auf den Träger  $L_1$  aufmoduliert.
- **P-Code** (Protected / Precise): wiederholt sich erst nach 266.4 Tagen (rund  $2.35 \cdot 10^{14}$  chips!). Die Chip-Länge beträgt 29.3 m, was genauere Messungen erlaubt als mit dem C/A-Code. Der P-Code wird sowohl auf  $L_1$  als auch auf  $L_2$  übermittelt.
- **Navigation Message**: Informationen für den Systembenutzer (auf  $L_1$  und  $L_2$  vorhanden).

Abbildung 1.4 zeigt, wie das Vorzeichen des Sinussignals sich ändert bei einer Änderung des Codes (von 0 auf 1 oder von 1 auf 0). Die Navigation Message enthält die sogenannte **Broadcast Ephemeris**, d.h. alle Angaben, die nötig sind, um die Position des Satelliten zu berechnen (Pseudo-Keplerbahnelemente), und **Satellitenuhrkorrekturen** in Form eines Polynoms 2-ten Grades. Diese Korrekturen enthalten allerdings die schnellen Frequenzvariationen aufgrund der Selective Availability (SA, siehe Abschnitt 1.2.3) nicht. Zusätzlich sind auch **Almanach-Daten** in der Navigation Message gespeichert (ungefähre Bahnangaben für Langzeitprognosen) sowie Information über den Zustand der **Ionosphäre** (Parameter des Klobuchar-Modells) und den **Status** (health status) der Satelliten.

### 1.2.2 GLONASS-Signale

Auch bei GLONASS werden vom Satellit zwei **Trägerwellen** (carrier signals) erzeugt und ausgesendet, jeder Satellit hat jedoch seine eigenen Frequenzen. Das Verfahren zum Auftrennen der Signale der einzelnen Satelliten durch den Empfänger am Boden anhand der unterschiedlichen Frequenzen heisst **FDMA** (Frequency Division Multiple Access). Im Gegensatz dazu nennt man die bei GPS zum Einsatz kommende Methode mit den unterschiedlichen Codes **CDMA** (Code Division Multiple Access).

Die beiden GLONASS-Frequenzen pro Satellit sind definiert durch:

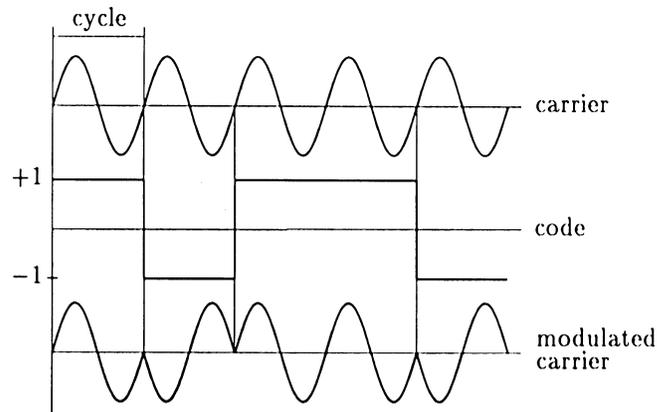


Abbildung 1.4: Phasenmodulation des Trägersignals mit einer Binärsequenz (Hofmann-Wellenhof, 1997).

- $L_1$ :  $f_1 = 1602 + k \cdot 0.5625$  MHz,  $\lambda_1 = 19$  cm
  - $L_2$ :  $f_2 = 1246 + k \cdot 0.4375$  MHz,  $\lambda_2 = 24$  cm
- wobei  $k=1,2,\dots,24$  die sogenannte **Frequency Channel Number** ist. Das Verhältnis der Frequenzen ist  $f_2/f_1 = 7/9$  (bei GPS  $f_2/f_1 = 60/77$ ).

Durch Phasenmodulation wird auch hier den Trägerwellen Bit-Information (Codes) mitgegeben:

- **C/A-Code** mit 0.511 MHz
- **P-Code** mit 5.11 MHz
- **Navigation Message**: ähnliche Informationen wie bei GPS werden übermittelt, allerdings wird die Bahninformation durch Angabe der Position und der Geschwindigkeit des Satelliten (alle 30 Minuten) und nicht durch Pseudo-Keplerelemente wie bei GPS zur Verfügung gestellt.

Dieselbe Code-Sequenz kann für alle Satelliten verwendet werden (Erkennen der Satelliten an der Frequenz und nicht an der Code-Sequenz).

### 1.2.3 Künstliche Verschlechterung der Signale

Zwei Mechanismen des US Department of Defense begrenzen die Genauigkeit, die zivilen Nutzern des GPS zur Verfügung steht:

- **Selective Availability (SA)**: Die GPS-Signale werden absichtlich verschlechtert, damit der Benutzer nur eine begrenzte Positionsgenauigkeit erreichen kann (ca. 30–100 m). Dabei gibt es zwei unterschiedliche Verfahren. Mit dem **Epsilon**-Mechanismus wird die Bahninformation in der Navigation Message fehlerhaft gemacht. Diese Form der "Degradation" scheint nicht benutzt zu werden. Sie ist zudem wirkungslos, wenn man die genauen IGS-Bahnen verwendet (prädiizierte IGS-Bahnen stehen auch in Echtzeit zur Verfügung). Mit dem sogenannten **Dithering** wird dagegen die Satellitenuhr manipuliert (dauernde Frequenzänderungen gemäss einem unbekanntem Algorithmus). Dies hat zur Folge, dass man die Satellitenuhrkorrektur nicht genau kennt und bei der Berechnung der absoluten Position (siehe Abschnitt 3.1) entsprechende Fehler auftreten. Wie sich eine Satellitenuhr unter SA verhält, sieht man in Abbildung 1.5. Die Variationen betragen bis zu  $0.2 \mu s$ , was 60 m entspricht. Beim relativen Positionieren (zwei Empfänger, siehe Abschnitt 3.2) ist das Dithering kein Problem, da die Satellitenuhr durch Differenzbildung eliminiert wird. Am **2. Mai 2000** ist SA offiziell **ausgeschaltet** worden.
- **Anti-Spoofing (AS)**: Der genauere P-Code wird verschlüsselt durch Überlagerung des zusätzlichen W-Code (P-Code + W-Code = Y-Code). Dies ist ein Schutzmechanismus, damit nicht irgend jemand vorgetäuschte GPS-Signale aussenden kann, die dann von einem Empfänger

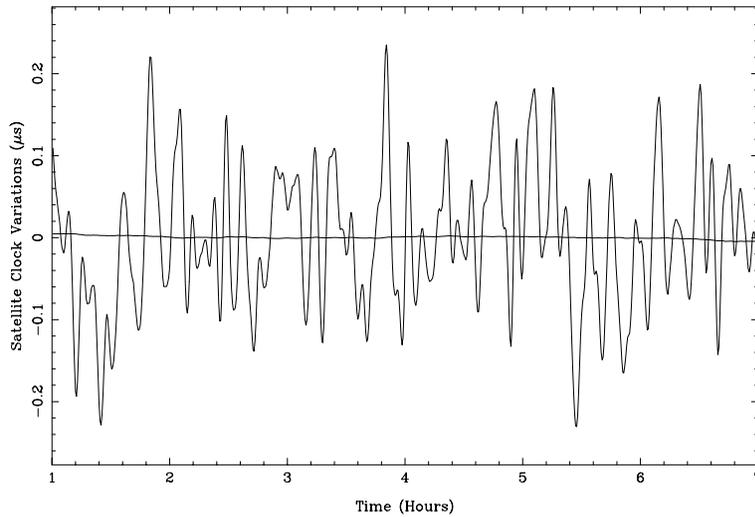


Abbildung 1.5: Satellitenuhrkorrekturen unter Selective Availability für PRN 15, Tag 307, 1998.

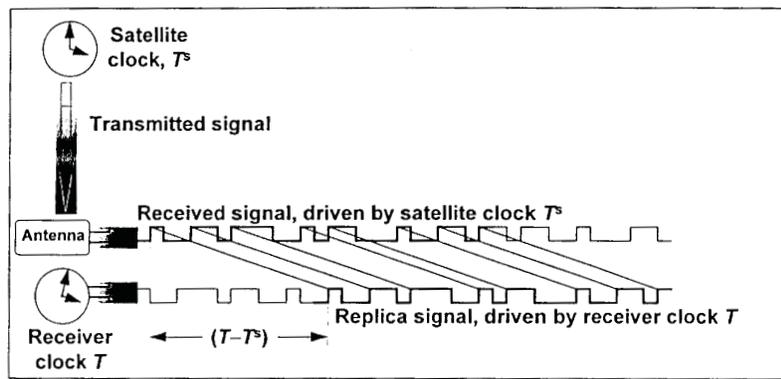


Abbildung 1.6: Pseudorange-Messung: Vergleich des Satellitensignals und der Kopie des Empfängers (Blewitt, 1996).

fälschlicherweise verwendet werden zur Berechnung seiner Position. Moderne GPS-Empfänger können trotz des Y-Code präzise Code-Messungen (binahe von der Qualität des P-Code) auf beiden Frequenzen vornehmen. Die Folge von SA ist jedoch ein stärkeres Rauschen der Code-Messungen und insbesondere der  $L_2$ -Phasenmessungen.

- Bei GLONASS gibt es keine Signalverschlechterung durch SA oder AS.

### 1.3 Beobachtungsgleichung

#### 1.3.1 Pseudorange- oder Code-Messung

Der Empfänger erzeugt eine eigene Kopie des Signals, das vom Satelliten ausgesendet wird. Durch Verschieben dieses eigenen Signals gegenüber dem Signal des Satelliten (siehe Abbildung 1.6) lässt sich der Zeitunterschied zwischen Aussenden und Empfangen des Signals und damit die sogenannte Pseudorange-Messung ermitteln. Die Pseudorange-Messung ist keine eigentliche Distanz- oder Laufzeitmessung, da sie noch die Fehler der Satelliten- und Empfängeruhr enthält. Für die **Pseudorange-Messung**  $PR_E^S$  gilt folglich:

$$PR_E^S = c(T_E - T^S) \quad (1.1)$$

Die Empfängeruhr zeigt die Zeit  $T_E$  an, wenn das Signal (eine bestimmte Code-Sequenz) empfangen wird ( $T_E$  in Empfängerzeit). Die Satellitenuhr hat  $T^S$  angezeigt, als dieses Signal ausgesendet wurde

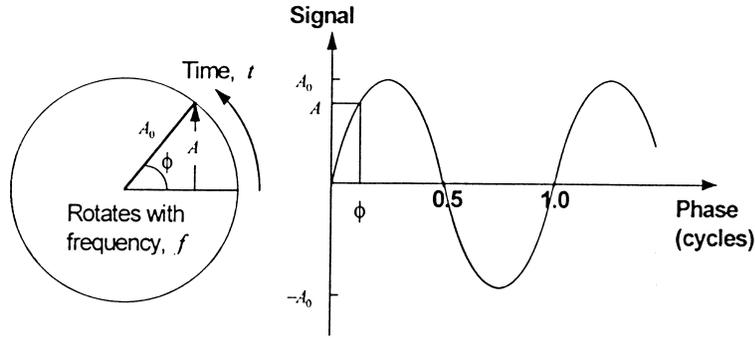


Abbildung 1.7: Illustration zur Phasenmessung.

( $T^S$  in Satellitenzeit).  $c$  ist die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum.

Wegen der Satellitenuhr- und Empfängeruhrfehler folgt

$$\begin{aligned}
 PR_E^S &= c(T_E - T^S) \\
 &= c(t_E + \Delta t_E - t^S - \Delta t^S) \\
 &= c(t_E - t^S) + c\Delta t_E - c\Delta t^S \\
 &= R_E^S + c\Delta t_E - c\Delta t^S
 \end{aligned} \tag{1.2}$$

wobei

$t_E, t^S$  Empfangs- und Emissionszeit in **GPS-Zeit**

$\Delta t_E, \Delta t^S$  Empfänger- und Satelliten-Uhrfehler

$R_E^S$  Distanz zwischen Empfänger und Satellit

Dies ist ein sehr vereinfachtes Modell, da wir weder atmosphärische noch andere Einflüsse berücksichtigt haben.

Die Distanz  $R_E^S$  lässt sich schreiben als:

$$R_E^S = \sqrt{(X^S - X_E)^2 + (Y^S - Y_E)^2 + (Z^S - Z_E)^2} \tag{1.3}$$

Aus der Navigation Message können wir die Satellitenposition ( $X^S, Y^S, Z^S$ ) und den Satellitenuhrfehler  $\Delta t^S$  berechnen. Es bleiben also 4 Unbekannten übrig, nämlich die Empfängerposition ( $X_E, Y_E, Z_E$ ) und der Empfängeruhrfehler  $\Delta t_E$ .

Die eigentliche Pseudorange-Messgenauigkeit für den C/A-Code beträgt dabei rund **10 m**, für den P-Code etwa **1 m**.

Wenn Code-Messungen zu **4 Satelliten** vorhanden sind, kann das Gleichungssystem mit 4 Gleichungen und 4 Unbekannten gelöst werden. Falls mehr als 4 Satelliten gemessen wurden oder mehrere Messepochen zusammengefasst werden, um die Position zu bestimmen, dann kommt die **Ausgleichsrechnung** (Methode der kleinsten Quadrate) zum Zuge. Wenn in der Rechnung genaue Satellitenbahnen und Satellitenuhrkorrekturen (z.B. vom IGS) verwendet werden, kann man mit Code-Messungen eine Positionsgenauigkeit im **1m-Bereich** erreichen.

### 1.3.2 Trägerphasenmessung

Wir wollen hier nur eine sehr vereinfachte Form der Phasenbeobachtungsgleichung herleiten. Detailliertere Herleitungen sind der Literatur zu entnehmen (siehe Literaturliste am Ende dieser Einführung).

Die Phase  $\Phi$  (in Zyklen) wächst linear mit der Zeit  $t$  (siehe Abbildung 1.7):

$$\Phi = f \cdot t \tag{1.4}$$

wobei  $f$  die Frequenz ist. Der Satellit erzeugt mit seiner Uhr das Phasensignal  $\Phi^S$ . Zum Aussendezeitpunkt  $T^S$  (in Satellitenzeit) gilt deshalb:

$$\Phi^S = f \cdot T^S \tag{1.5}$$

Dieses Phasensignal läuft vom Satelliten zum Empfänger, aber der Empfänger kennt die **Anzahl ganzer Wellenlängen**  $N_E^S$  (Ambiguity oder Mehrdeutigkeit) nicht, wenn das Signal bei ihm ankommt:

$$\Phi_E^S = \Phi^S - N_E^S = f \cdot T^S - N_E^S \quad (1.6)$$

Vom Empfänger wird zudem mit seiner Uhr eine eigene Referenzphase erzeugt. Zum Zeitpunkt  $T_E$  (in Empfängerzeit), wenn das Satellitenphasensignal  $\Phi_E^S$  beim Empfänger ankommt, gilt:

$$\Phi_E = f \cdot T_E \quad (1.7)$$

Die eigentliche **Phasenmessung**, die Differenz zwischen der Referenzphase des Empfängers und der Satellitenphase, kann dann dargestellt werden als:

$$\begin{aligned} \phi_E^S &= \Phi_E - \Phi_E^S \\ &= f \cdot T_E - (f \cdot T^S - N_E^S) \\ &= f \cdot (T_E - T^S) + N_E^S \end{aligned} \quad (1.8)$$

Multiplikation mit der Wellenlänge  $\lambda = c/f$  ergibt schliesslich die **Phasenbeobachtungsgleichung** in Längeneinheiten (Meter, nicht Cycles):

$$\begin{aligned} L_E^S &= \lambda \phi_E^S \\ &= c(T_E - T^S) + \lambda N_E^S \\ &= R_E^S + c \Delta t_E - c \Delta t^S + \lambda N_E^S \end{aligned} \quad (1.9)$$

Der einzige Unterschied zur Pseudorange-Messung (1.2) besteht im Term  $\lambda N_E^S$  mit der **ganzzahligen Mehrdeutigkeit**  $N_E^S$ .

Wenn der Empfänger das Satellitensignal verliert ("loss of lock") z.B. wegen Abschattungen oder starker Ionosphärenaktivität, dann kann er die ankommenden Wellenzüge nicht mehr kontinuierlich zählen und es kommt zu einem Sprung in den Phasenmessungen von einer ganzen Anzahl Wellenlängen, einem sogenannten **Cycle Slip**. In der Datenvorverarbeitung werden diese Sprünge nach Möglichkeit korrigiert (cycle slip fixing).

### 1.3.3 Verbessertes Modell

Bisher haben wir die Verzögerung der Signale in der Atmosphäre sowie relativistische und andere Korrekturen völlig vernachlässigt. Der Term  $R_E^S$  muss daher um die Effekte der Signalausbreitung etc. erweitert werden:

$$R_E^S = \rho_E^S + \Delta \rho_{trp} + \Delta \rho_{ion} + \Delta \rho_{rel} + \Delta \rho_{mul} \quad (1.10)$$

wobei

$\rho_E^S$	Rein geometrische Distanz (Satellitenposition zur Zeit $t^S$ und Empfängerposition zur Zeit $t_E$ )
$\Delta \rho_{trp}$	Signalverzögerung in der Troposphäre
$\Delta \rho_{ion}$	Signalverzögerung in der Ionosphäre
$\Delta \rho_{rel}$	Relativistische Korrektur
$\Delta \rho_{mul}$	Einfluss der Mehrwegeausbreitung (multipath)

Fügen wir noch den Messfehler  $\epsilon_E^S$  der Phasenbeobachtung hinzu, so erhalten wir insgesamt für die **Phasenbeobachtungsgleichung**

$$L_E^S = \rho_E^S + \Delta \rho_{trp} + \Delta \rho_{ion} + \Delta \rho_{rel} + \Delta \rho_{mul} + c \Delta t_E - c \Delta t^S + \lambda N_E^S + \epsilon_E^S \quad (1.11)$$

## 1.4 Zeit- und Koordinatensysteme

### 1.4.1 Zeitsysteme

Im Zusammenhang mit GPS (und GLONASS) sind die folgenden Zeitsysteme wichtig:

- **TAI** (Temps Atomic International) wird definiert durch ein Ensemble von Atomuhren.

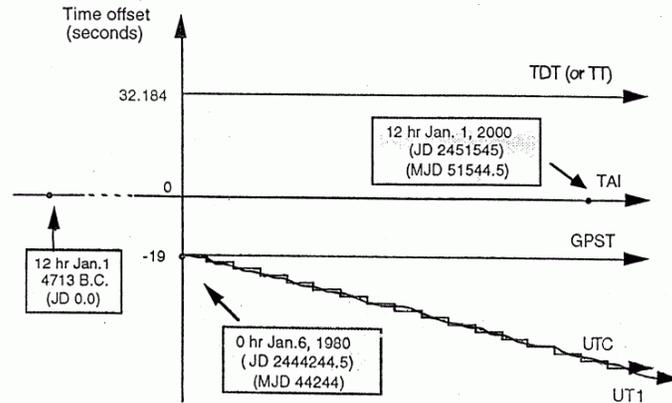


Abbildung 1.8: Zeitsysteme

- **UT1** (Universal Time 1) wird abgeleitet aus der Rotation der Erde (Erdrotation als Uhr) und zeigt daher einen ungleichmässigen Verlauf.
- **UTC** (Universal Time Coordinated) unterscheidet sich von TAI nur durch eine ganze Anzahl Schaltsekunden. UTC wird mit dem Einfügen von Schaltsekunden immer wieder an UT1 angepasst:  $|UT1 - UTC| < 0.9 \text{ sec}$  (siehe auch Abbildung 1.8).
- **GPS-Zeit** wird an TAI angepasst. Der Unterschied **TAI-GPS=19 sec** ist konstant.  
GPS-Zeit wird oft in **GPS-Wochen** (Beginn 06.01.1980) und **GPS-Sekunden** (seit Beginn der Woche) gezählt. Die Woche beginnt jeweils am Sonntag 00:00 mit Tag 0. Heute haben wir den 23. Mai 2000, also GPS-Woche 1063, Tag 2. Der Unterschied zwischen GPS und UTC beträgt immer ein ganze Anzahl Sekunden. Zurzeit gilt  $GPS-UTC=13 \text{ sec}$ .
- **GLONASS-Zeit** bezieht sich auf UTC (Moskau), was bei Schaltsekunden zu Problemen führen könnte.

#### 1.4.2 Referenzsysteme

Bevor wir auf einzelne Referenzsysteme genauer eingehen, sollten wir den Unterschied zwischen einem Referenzsystem (reference system) und einem Referenz-Frame (reference frame; Bezugsrahmen) klären. Ein **Referenzsystem** ist die **Definition** eines Bezugssystems mit Konventionen (z.B. Ursprung im Schwerpunkt der Erde) und Modellen (z.B. für die Erdzeiten). Ein Beispiel ist das ITRS (International Terrestrial Reference System). Ein **Frame** ist die Realisierung eines Referenzsystems durch einen Satz von Koordinaten und Geschwindigkeiten. Eine Realisierung des ITRS ist z.B. das ITRF96 (International Terrestrial Reference Frame 1996) mit der Epochenangabe 1997 (die Koordinaten verändern sich ja mit der Zeit).

Die ungefähr jährlichen Realisierungen des ITRS werden entsprechend dem Berechnungsjahr ITRF<sub>yy</sub> (yy=Jahr) genannt. Es sind Koordinatenlösungen des IERS mit Beiträgen von VLBI, GPS, SLR, LLR und DORIS. Auf diese Realisierungen beziehen sich die **IGS Precise Orbits** (siehe Abschnitt 5.2.2). Abbildung 5.19 zeigt sehr schön, wie sich die globalen Stationen aufgrund der Plattentektonik verschieben.

Das **WGS-84** (World Geodetic System 1984) ist ebenfalls eine Realisierung — allerdings nicht eine sehr genaue — des ITRS, da es in das ITRF94 eingerechnet wurde (Genauigkeit ca. 5 cm). Die **Broadcast Ephemeris** beziehen sich auf WGS-84. Die Bestimmung von Positionen im WGS-84 ist allerdings nur mit etwa Metergenauigkeit möglich wegen der Bahnqualität der Broadcast Ephemeriden.

Für regionale Anwendungen hat das globale Referenzsystem ITRS den entscheidenden Nachteil, dass sich die Koordinaten der Punkte aufgrund der globalen Plattentektonik — in Europa die Bewegung der eurasischen Platte gegenüber dem globalen Bezugsrahmen — dauernd ändern. In Europa betragen diese Änderungen etwa 2 cm pro Jahr in nordöstlicher Richtung (siehe Abbildung 1.9 mit der globalen

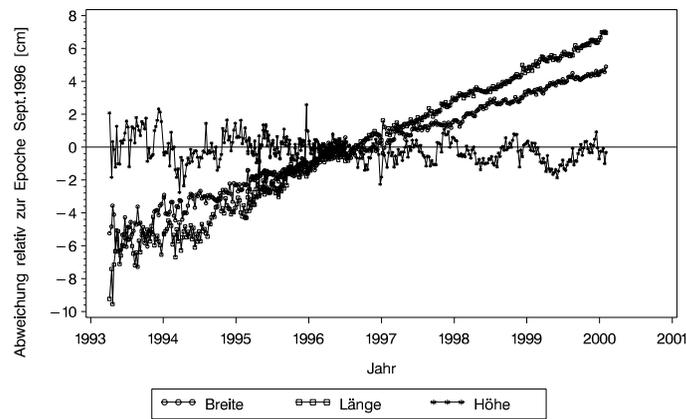


Abbildung 1.9: Entwicklung der GPS-Koordinaten der Station Wettzell (Bayern) über 7 Jahre; Lösungen des CODE Analyse-Zentrums.

Bewegung der Station Wettzell im ITRF). Deshalb wurde anlässlich einer EUREF-Sitzung in Florenz 1990 beschlossen, für Europa, ausgehend vom ITRF, ein regionales Referenzsystem festzulegen, das sich mit der eurasischen Platte mitbewegt, so dass sich die Koordinaten der Punkte auf der eurasischen Platte in diesem Referenzsystem nicht verändern. Dieses Referenzsystem wurde definiert auf der Basis der ITRS-Realisierung ITRF89 und wird deshalb mit ETRS89 bezeichnet (European Terrestrial Reference System). Es bezieht sich auf die Epoche 1989.0. Die erste Realisierung des ETRS89 war das ETRF89. Auch das Deutsche Referenznetz (DREF) ist eine Realisierung des ETRS89.

## 2. Fehlerquellen

Die GPS-Messungen sind einer Vielfalt von Fehlerquellen unterworfen. In diesem Kapitel wollen wir diese Fehlereinflüsse beschreiben (Grösse und Art der Auswirkungen auf die Punktkoordinaten) und zeigen, wie sie allenfalls vermieden oder durch geeignete Auswertestrategien eliminiert oder wenigstens reduziert werden können. Die wichtigsten dieser Fehlerquellen sind:

- Satelliten- und Empfängeruhrfehler
- Satellitenbahnfehler
- Ionosphärische Refraktion
- Troposphärische Refraktion
- Mehrwegeeffekte, Abschattungen
- Antennen-Phasenzentrumsvariationen

### 2.1 Satelliten- und Empfängeruhrfehler

Bei der Betrachtung der Satelliten- und Empfängeruhrfehler müssen wir zwischen zwei Messverfahren unterscheiden: die absolute Positionierung mit einem einzelnen Empfänger (siehe Abschnitt 3.1) und die Relativpositionierung einer Station gegenüber einer gleichzeitig gemessenden Referenzstation (siehe Abschnitt 3.2).

Bei der absoluten Positionierung gehen die Satellitenuhrfehler ganz in die Berechnung der Position ein. Dies sieht man anhand der Gleichung (1.2). Die Satellitenuhrkorrekturen können nicht als Unbekannte aufgesetzt werden, da für jeden Satelliten, d.h. jede Messung, eine unbekannte Satellitenuhrkorrektur bestimmt werden müsste (zusätzlich zu der Empfängerposition und Empfängeruhr). Die in Echtzeit nicht bekannten Variationen der Satellitenuhr von bis zu 100 m durch Selective Availability (SA, siehe Abschnitt 1.2.3) beschränkt die Genauigkeit der absoluten Positionierung auf einige 10 bis 100 m (siehe auch Abschnitt 3.4.4). Infolge des Abschaltens von SA am 2. Mai 2000 ändert sich diese Situation bedeutend. Ein Beispiel für die zu erwartende Genauigkeit von einigen Metern findet man in Abbildung 3.9.

Die Empfängeruhrfehler werden im Falle der Absolutpositionierung mit den Koordinaten als Unbekannte mitbestimmt (siehe Abschnitt 1.3.1).

Bei der relativen Positionierung können sowohl die Satelliten- also auch die Empfängeruhrfehler durch Differenzbildung fast vollständig eliminiert werden. Die sehr vereinfachte Beobachtungsgleichung für eine Code-Doppeldifferenz zwischen zwei Empfängern  $A$  und  $B$  und zwei Satelliten  $k$  und  $j$  veranschaulicht dieses Prinzip (ausgehend von Gleichung (1.2)):

$$\begin{aligned} PR_{AB}^{jk} &= (PR_A^j - PR_A^k) - (PR_B^j - PR_B^k) = +(R_A^j + c \Delta t_A - c \Delta t^j) \\ &\quad - (R_A^k + c \Delta t_A - c \Delta t^k) \\ &\quad - (R_B^j + c \Delta t_B - c \Delta t^j) \\ &\quad + (R_B^k + c \Delta t_B - c \Delta t^k) \\ &= (R_A^j - R_A^k) - (R_B^j - R_B^k) \end{aligned} \quad (2.1)$$

Genauere Betrachtungen zeigen, dass man die Empfängeruhrkorrekturen für die Berechnung der Satellitenpositionen (in GPS-Zeit gegeben) trotzdem auf etwa  $1 \mu\text{s}$  genau kennen muss, was aber mit Pseudorange-Beobachtungen leicht zu realisieren ist.

### 2.2 Satellitenbahnfehler

#### 2.2.1 Einfluss der Bahnqualität auf die Stationskoordinaten

Um beurteilen zu können, ob Bahnfehler einen wesentlichen Einfluss auf unsere Koordinatenresultate haben, müssen wir erstens wissen, wie stark sich diese Bahnfehler auf die Bestimmung von Punktkoordinaten auswirken, und zweitens wie genau die heute verfügbaren GPS-Bahnen wirklich sind. In diesem Abschnitt wollen wir uns mit der ersten Frage befassen.

Bei der Absolutpositionierung geht, wie man anhand von (1.3) und (1.2) einfach erkennt, der ganze Bahnfehler in die Bestimmung der Position ein.

Bahnfehler	Basislinienlänge	Fehler in der Basislinie
2.5 m	10 km	1 mm
2.5 m	100 km	10 mm
2.5 m	1000 km	100 mm
.25 m	100 km	1 mm
.25 m	1000 km	10 mm
.05 m	100 km	- mm
.05 m	1000 km	2 mm

Tabelle 2.1: Einfluss der Qualität der GPS-Bahnen auf die zu bestimmenden Stationskoordinaten.

IGS/IGEX-Produkt	Verfügbarkeit	Genauigkeit
GPS Final Orbits	10 Tage	5 cm
GPS Rapid Orbits	17 Stunden	10 cm
GPS Predicted Orbits	Echtzeit	50 cm
GLONASS Final Orbits	6 Wochen	25 cm
GPS Broadcast orbits	Echtzeit	300 cm
GLONASS Broadcast orbits	Echtzeit	300 cm

Tabelle 2.2: Qualität der heute verfügbaren GPS- und GLONASS-Bahnen.

Für den Fall der Relativpositionierung (Basislinie oder Netz) hat I. Bauersima bereits 1983 den Einfluss von Fehlern in den GPS-Bahnen auf die Genauigkeit der zu bestimmenden Stationskoordinaten berechnet und kam zu der folgenden, einfachen Abschätzungsformel:

$$\Delta r \approx \frac{l}{\rho} \cdot \Delta R \quad (2.2)$$

wobei

$\Delta R$  Grösse der Bahnfehler

$l$  Länge der betrachteten Basislinie

$\rho$  Mittlere Distanz zwischen Satellit und Stationen ( $\rho \approx 25'000$  km)

$\Delta r$  Resultierender Fehler in den Komponenten der Basislinie (d.h. in der Relativposition)

In Tabelle 2.1 sind für einige Basislinienlängen und für einige Bahngenauigkeiten die zu erwartenden Fehler in den Stationskoordinaten zusammengestellt.

### 2.2.2 Genauigkeit der GPS- und GLONASS-Bahnen

Tabelle 2.2 gibt einen Überblick über die Qualität verschiedener Bahnprodukte und wieviele Tage oder Stunden nach der Aufzeichnung der GPS-Messungen diese Bahnen dem Benutzer zur Verfügung gestellt werden. Die genauesten Bahnen des IGS haben heute somit eine Genauigkeit von rund 3–5 cm und sind nach 10 Tagen erhältlich (siehe Abbildung 2.1). Sie werden kombiniert aus den Bahnen der einzelnen IGS-Analysezentren. Wie wir Tabelle 2.1 entnehmen können, ist bei dieser Qualität von Bahnen der Einfluss auf die Stationskoordinaten sogar für Basislinien von 1000 km Länge nur noch sehr gering (2 mm). Wenn man dagegen mit den von den GPS-Satelliten ausgesandten, in Echtzeit zur Verfügung stehenden Broadcast Orbits arbeitet, die eine Genauigkeit von etwa 3 m aufweisen, dann muss man bei Basislinien von ein paar 1000 km mit Fehlern im Bereich von einigen Dezimetern rechnen. Abbildung 2.2 illustriert diesen Sachverhalt mit Resultaten der 1000 km-Basislinie von Onsala (Schweden) nach Graz (Österreich), wobei die GPS-Daten einmal mit den Broadcast Orbits und einmal mit den IGS Final Orbits ausgewertet wurden.

Für sehr kurze Distanzen (< 10 km) können jedoch problemlos die Broadcast-Bahnen verwendet werden, ohne dass dadurch Fehler von mehr als etwa 1–2 mm in den Koordinaten zu erwarten sind. Trotzdem sollte man, wenn immer möglich und insbesondere bei hochgenauen Anwendungen, die IGS-Bahnen benutzen. Es ist interessant zu vermerken, dass der IGS auch prädiizierte Bahnen für Auswertungen in Echtzeit zur Verfügung stellt und dass diese Bahnen rund einen Faktor 6 genauer sind als die Broadcast-Bahnen.

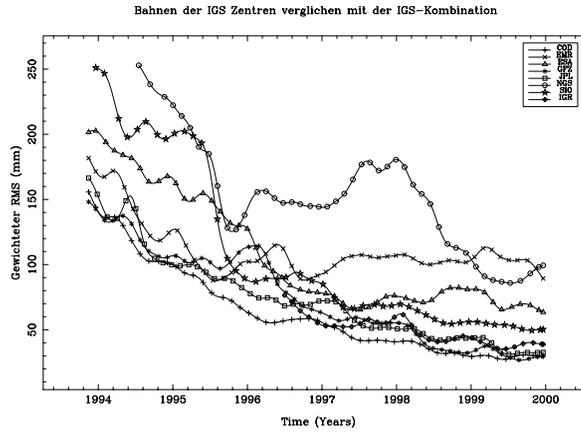


Abbildung 2.1: Qualität der IGS Final Orbits im Zeitraum von 1994 bis 2000.

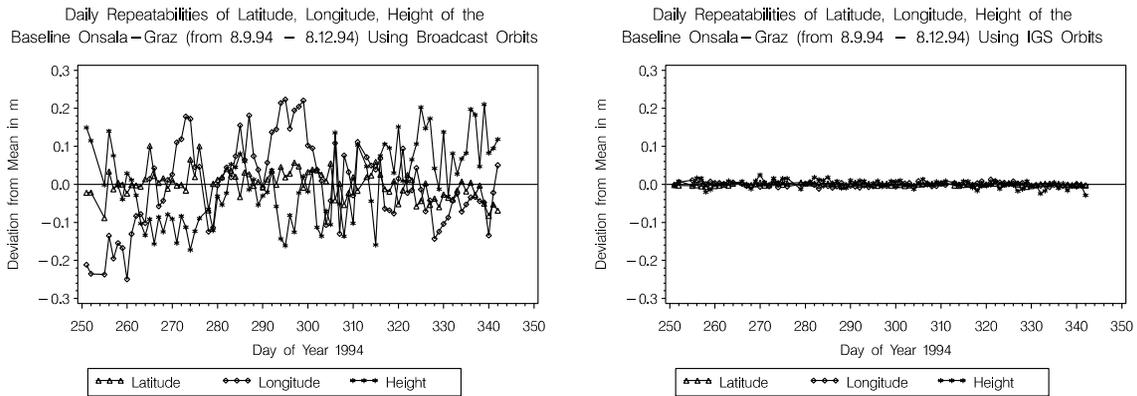


Abbildung 2.2: Wiederholbarkeit der 1000 km-Basislinie Onsala-Graz mit Broadcast- und IGS-Bahnen.

Tabelle 2.2 enthält auch zwei Einträge für GLONASS-Bahnen. Die Broadcast-Bahnen des russischen Systems GLONASS sind von ähnlicher Qualität wie die des GPS. Die im Rahmen des International GLONASS Experiment (IGEX, siehe <http://lareg.eng.ign.fr/IGEX>) bestimmten GLONASS-Bahnen dürften eine Genauigkeit von etwa 25 cm aufweisen und sind damit mehr als 10 mal besser als die GLONASS-Broadcast-Bahnen. Sie haben jedoch nicht die Qualität der GPS “Final Orbits” (5 cm), da das globale GLONASS-Stationsnetz aus nur rund 20 Stationen besteht, die auch noch schlecht über den Globus verteilt sind (Vergleich: das IGS-Netz enthält rund 200 GPS-Stationen).

Zusammenfassend können wir sagen, dass wegen der Verfügbarkeit der IGS/IGEX-Bahnen Bahnfehler heute sowohl bei kleinräumigen als auch bei regionalen Netzen kein Problem mehr darstellen.

## 2.3 Ionosphärische Refraktion

### 2.3.1 Die Ionosphäre und ihre Wirkung auf die GPS-Signale

Die ionosphärische Refraktion beruht auf der Wechselwirkung der GPS-Signale mit den freien Elektronen in der Atmosphäre. Die Ionosphäre erstreckt sich dabei über den Höhenbereich von 10-1000 km. Die grösste Konzentration an freien Elektronen befindet sich in einer Höhe von ca. 450 km über der Erdoberfläche. Die Wechselwirkung der GPS-Signale mit den freien Elektronen ist frequenzabhängig und bewirkt eine Verzögerung der GPS-Code-Signale (Pseudorange-Messungen) und eine Beschleunigung der Trägerphasenwellen (Phasenmessungen) gemäss der Formel:

$$\Delta\rho_{ion} = \int_0^\infty (n - 1) ds = \pm \frac{a}{f^2} \int_0^\infty N_e ds = \pm \frac{a}{f^2} E \quad (2.3)$$

$\Delta\rho_{ion}$  ist dabei die durch die Ionosphäre verursachte Verzögerung bzw. Beschleunigung in Längeneinheiten (d.h. die Verzögerung/Beschleunigung wird multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit im

Vakuum).  $n$  bezeichnet den Brechungsindex und  $N_e$  die Elektronendichte (Elektronen/m<sup>3</sup>). Das positive Vorzeichen gilt für die Code-Messungen, das negative für die Phasenmessungen.  $f$  bezeichnet die Frequenz und  $E$  die Anzahl der freien Elektronen (TEC: total electron content) in einer Säule von 1 m<sup>2</sup> Grundfläche um den Signalweg.  $E$  wird gemessen in sogenannten TECU (Total Electron Content Units), wobei 1 TECU = 10<sup>16</sup> freie Elektronen/m<sup>2</sup>.  $a = 40.3 \cdot 10^{16} \text{ ms}^{-2} \text{ TECU}^{-1}$  ist eine Konstante.

Die Anzahl freier Elektronen in der Ionosphäre hängt massgeblich von der Sonnenaktivität (Anzahl der Sonnenflecken, 11-jähriger Zyklus), der geographischen Breite der Station und der Tageszeit ab. In Zenitrichtung kann die ionosphärische Refraktion etwa 1–20 m oder 3–60 ns (1 Nanosekunde = 10<sup>-9</sup> s) betragen, bei tiefen Elevationen wegen des langen Weges durch die Atmosphäre gar bis zu 100 m oder mehr. Eine Abschätzung der Zenitverzögerung auf  $L_1$  erhält man mit:

$$\Delta\rho_{ion}(L_1) \approx \frac{E [\text{TECU}]}{6} \quad [\text{m}] \quad (2.4)$$

### 2.3.2 Einfluss der Ionosphäre auf die Punktkoordinaten

Die ionosphärische Refraktion stellt eine grosse Fehlerquelle dar, wenn direkt die  $L_1$ - und  $L_2$ -Code- oder Phasen-Beobachtungen verarbeitet werden.

Für Einzelpunktbestimmungen (absolute Positionierung, siehe Abschnitt 3.1) geht die volle Verzögerung der Signale in das Fehlerbudget ein und führt daher je nach Aktivität der Ionosphäre zu Fehlern in der berechneten Position (vorwiegend in der Höhe) von einigen Metern.

Der Einfluss der Ionosphäre auf die Bestimmung von Basislinienvektoren (relative Positionierung, siehe Abschnitt 3.2) wächst mit der Länge der Basislinie, die gemessen wird. Wenn die ionosphärische Refraktion nicht berücksichtigt wird, so bewirkt dies in erster Linie eine scheinbare Verkürzung der Basislinienlänge. Bei Verwendung einer Elevationsmaske von 15° beträgt diese Verkürzung für eine  $L_1$ -Lösung beispielsweise:

$$\frac{\Delta l}{l} \approx -0.10 \cdot E_0 \quad (2.5)$$

Dabei ist  $E_0$  die totale Anzahl freier Elektronen in Zenitrichtung in TECU und  $\Delta l/l$  der Skalierungsfehler in ppm. Für die Turtmann-Kampagne von 1989 in der Schweiz betrug der totale Elektronengehalt  $E_0$  rund 50 TECU. Dies führte in dem kleinen Netz von 4 × 4 km zu einer Verkürzung der Basislinien von etwa 4 ppm oder 1.6 cm. Bei Basislinien von 20 km Länge ergeben sich unter gleichen Bedingungen bereits Fehler in der Grössenordnung von 8 cm.

Wenn man mit 2-Frequenz-GPS-Empfängern misst, so kann aus den Beobachtungen der zwei Frequenzen  $L_1$  und  $L_2$  die sogenannte ionosphärenfreie Linearkombination  $L_c$  gebildet werden, bei der der Einfluss der ionosphärischen Refraktion (fast) vollständig eliminiert ist:

$$L_c = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} L_1 - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} L_2 \quad (2.6)$$

Dabei wird die  $1/f^2$ -Abhängigkeit der ionosphärischen Refraktion ausgenutzt (siehe (2.3)). Diese Methode hat jedoch den Nachteil, dass das Rauschen dieser Linearkombination dreimal höher ist als das Rauschen der ursprünglichen  $L_1$ -Beobachtungen und dass die Antennenphasenzentrumsvariationen (siehe Abschnitt 2.6) durch das Bilden der Linearkombination verstärkt werden. Deshalb werden bei sehr kleinen Netzen (< 10 km) gewöhnlich direkt die  $L_1$ - (und  $L_2$ -)Beobachtungen ausgewertet. Dabei sollte wegen der oben erwähnten Verkürzung der Basislinien nach Möglichkeit ein Ionosphärenmodell berücksichtigt werden. Ionosphärenmodelle werden vom IGS (siehe Abbildung 5.20) für jeden Tag zur Verfügung gestellt. Mit solchen Ionosphärenmodellen (siehe <http://www.cx.unibe.ch/aiub/ionosphere.html>) kann die Verkürzung der Basislinien bei  $L_1$ -Lösungen weitgehend korrigiert werden. Zudem helfen diese Modelle im Falle von langen Beobachtungssessionen beim Lösen der Mehrdeutigkeiten.

Sie können jedoch die kurzperiodischen Variationen der Ionosphäre nicht erfassen. Gerade diese sind aber kritisch für Echtzeitmessungen (RTK: Real Time Kinematic) und für das Auflösen der Mehrdeutigkeiten innerhalb von Minuten. Durch die Vernetzung von Referenzstationen wird versucht, solche kurzperiodische Variationen im Gebiet des Referenznetzes zu erfassen (epochen-spezifische Korrekturen) und dem Anwender in Echtzeit zu übermitteln.

Abbildung 2.3 zeigt schliesslich, wie sich die Anzahl freier Elektronen (gemittelt über die ganze Erde) in den letzten paar Jahren entwickelt hat. Wir sehen, dass das Minimum des 11-jährigen Sonnenzyklus etwa 1996 erreicht wurde und dass wir einem neuen Maximum der Sonnenaktivität zustreben,

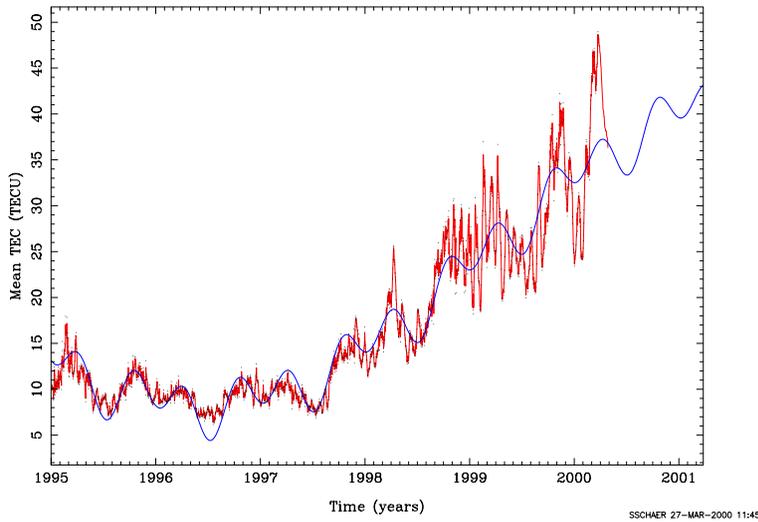


Abbildung 2.3: Entwicklung der mittleren Anzahl freier Elektronen in der Ionosphäre seit 1995 (berechnet am CODE-Analysezentrum in Bern).

das die Empfängerhersteller und Auswertepakete wieder vor eine harte Probe stellen wird. Neben einer jährlichen und halbjährlichen Periode erkennt man sehr deutlich die Periode der differentiellen Rotation der Sonne von rund 27 Tagen.

## 2.4 Troposphärische Refraktion

### 2.4.1 Die Troposphäre und ihre Wirkung auf die GPS-Signale

Die GPS-Signale werden in der Troposphäre, genauer in der neutralen Atmosphäre (Höhenbereich 0-10 km), verzögert gemäss des Brechungsindex  $n$  entlang des Weges  $S$ :

$$\Delta\rho_{trp} = \int_S (n - 1) ds = 10^{-6} \int_S N ds \quad (2.7)$$

dabei ist  $N = (n - 1) 10^6$  die Brechzahl. Die Brechzahl ist abhängig vom Druck der trockenen Luft, dem Druck des Wasserdampfes und der Temperatur. Die Gesamtverzögerung in Zenitrichtung beträgt etwa 2.3 m (oder 8 ns) und wird gewöhnlich in zwei Anteile zerlegt:

- Der trockene Anteil (hydrostatisch) macht rund 90% des Gesamteffektes aus und wird vorwiegend durch den Luftdruck bestimmt. Er ist relativ einfach zu modellieren mit Hilfe von Druckmessungen am Boden.
- Der feuchte Anteil kann bis zu 40 cm ausmachen. Er hängt vom Wasserdampfgehalt ab und ist schwer erfassbar (schnelle zeitliche und örtliche Variationen).

Im Bereich der GPS-Frequenzen ist diese Verzögerung unabhängig von der Frequenz, also für die  $L_1$ - und  $L_2$ -Beobachtungen identisch.

Die troposphärische Verzögerung nimmt mit wachsender Zenitdistanz  $z$  zu, weil die Signale einen immer längeren Weg durch die Troposphäre zurücklegen:

$$\Delta\rho_{trp}(z) = \frac{\Delta\rho_{trp}(0)}{\cos z} \quad (2.8)$$

Bei einer Elevation von 15 Grad ist die Verzögerung bereits rund 4 mal so gross wie in Zenitrichtung.

### 2.4.2 Einfluss der Troposphäre auf die Punktkoordinaten

Bei der Bestimmung von (ellipsoidischen) Höhen mit GPS ist die troposphärische Refraktion die wichtigste Fehlerquelle. Wir wollen deshalb den Einfluss von Fehlern in der Modellierung der troposphärischen Verzögerung auf die zu bestimmenden Punktkoordinaten näher betrachten.

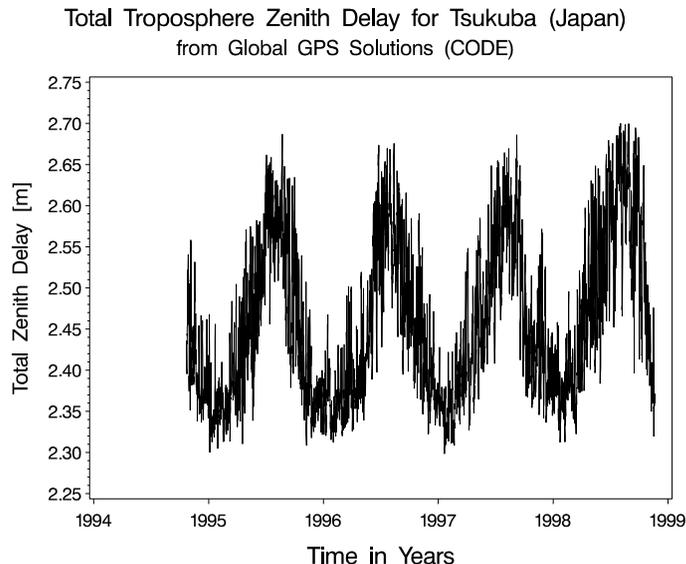


Abbildung 2.4: Aus GPS-Daten bestimmte Gesamtverzögerung der GPS-Signale durch die Troposphäre.

Bei der Einzelpunktbestimmung wirkt sich die Troposphäre vor allem auf die Punkthöhe aus. Ohne Verwendung eines Modells für die troposphärische Refraktion muss man mit Fehlern im Bereich von 1-2 Metern rechnen. Mit einem einfachen Troposphärenmodell kann man bereits rund 90% dieses Effektes korrigieren.

Bei der Bestimmung von Relativkoordinaten (Basisvektoren) können nicht-modellierte Troposphäreneffekte zu Höhenfehlern von einigen Zentimetern führen. Insbesondere bei grossen Höhenunterschieden wirkt sich die Troposphäre negativ auf die Höhenresultate aus. Ein Fehler von nur 1 Zentimeter in der troposphärischen Verzögerung bewirkt bereits einen Fehler von rund 3 cm in der Höhe.

Gängige Troposphärenmodelle berechnen die Verzögerung  $\Delta\rho_{trp}(z)$  aus Druck  $P$  [mbar], Temperatur  $T$  [K] und Wasserdampfdruck  $e$  [mbar] in Antennenhöhe, z.B. mit dem Modell von **Saastamoinen**:

$$\Delta\rho_{trp}(z) = \frac{2277 \cdot 10^{-6}}{\cos(z)} \left( P - 1.16 \tan^2 z + \left\{ \frac{1255}{T} + 0.05 \right\} \cdot e \right) \quad (2.9)$$

Die meteorologischen Daten stammen dabei entweder aus Messungen an der Station oder werden mit Hilfe einer Standardatmosphäre (Angaben für Druck, Temperatur und relative Feuchtigkeit auf Meereshöhe und Formeln für die Extrapolation auf die Höhe der Station) berechnet.

Leider entspricht die Standardatmosphäre meist nicht den wirklichen Verhältnissen (tägliche, saisonale Variationen, ...) und gemessene Meteodaten sind oft zu ungenau oder nicht repräsentativ für die ganze Atmosphäre oberhalb der Station. Ein Messfehler in der Temperatur von nur einem Grad kann beispielsweise bereits einen Fehler von 8 cm in der mit GPS bestimmten Punkthöhe verursachen.

Bleibt man für mehr als eine Stunde auf demselben Punkt, so können in der Auswertung der Daten zusätzlich sogenannte Troposphärenzenitverzögerungen als unbekannte Parameter mitbestimmt werden, was zu einer deutlichen Verbesserung der Höhenkomponente führt. Damit kommt man in Genauigkeiten in der Höhe von rund 1-2 cm. In kleinen Netzen sollten allerdings wegen der hohen Korrelation zwischen den Stationen nur Troposphärenkorrekturen relativ zu einer Referenzstation geschätzt werden.

Während früher die Verzögerung durch die Troposphäre als ein Ärgernis angesehen wurde, das die genaue Bestimmung von Punktkoordinaten erschwert, sieht man heute darin auch ein interessantes Signal. Von den mit GPS bestimmten Zenittroposphärenparametern erhält man Information über den integrierten Wasserdampfgehalt oberhalb der Station. Sowohl Meteorologen als auch Klimatologen sind an solchen Daten interessiert. Als Beispiel zeigt Abbildung 2.4 die aus GPS-Daten bestimmte Gesamtverzögerung durch die Troposphäre für die Station Tsukuba in Japan. Deutlich sind die saisonalen Schwankungen aufgrund der grossen Feuchtigkeit im Sommer zu sehen.

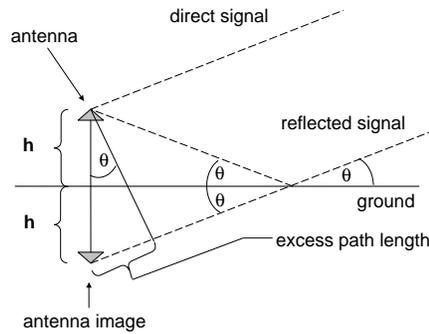


Abbildung 2.5: Multipath durch Reflexion an nahen Gegenständen.

## 2.5 Mehrwegeeffekte, Abschattungen

### 2.5.1 Mehrwegeeffekte

Oft kommt es vor, dass das Signal eines Satelliten nicht nur auf direktem sondern auch auf indirektem Weg (Reflexionen, Beugung) zur Empfangsantenne gelangt. Im Englischen wird diese Situation als **Multipath** (Mehrwegeausbreitung) bezeichnet. Dies ist zum Beispiel der Fall, wenn das Satellitensignal von einer geeigneten Oberfläche in der Nähe der Antenne reflektiert und von der Antenne empfangen wird (siehe Abbildung 2.5). Es kommt dann zu einer Überlagerung des direkten und indirekten Signals. Wenn das indirekte Signal genug stark ist, kann diese Überlagerung zu Fehlern in den Pseudorange-Messungen von bis zu **50 m** führen. Bei den Phasenmessungen liegen die Maximalwerte bei etwa **5 cm**. Multipatheffekte haben typische Perioden von einigen bis zu rund 30 Minuten. Bei tiefen Elevationen muss logischerweise mit viel stärkeren Multipatheinflüssen gerechnet werden als im Zenit.

Die Auswirkungen des Multipath sind insbesondere kritisch für kurze Beobachtungszeiten ( $< 30$  min). Über längere Zeiträume gleichen sich die Variationen weitgehend aus. Typisch ist die Wiederholung der Effekte nach genau  $23^h 56^m$ , wenn also wieder dieselbe Satellitengeometrie erreicht wird (falls die Antenne immer noch am selben Punkt aufgestellt ist und sich die Umgebung nicht wesentlich verändert hat).

Multipath kann vermindert werden durch

- Art der verwendeten Antenne (Grundplatte, Choke rings, ...),
- sorgfältige Auswahl der Stationen resp. der Punkte (freier Horizont, keine reflektierenden Objekte in der Nähe),
- längere Beobachtungszeiten ( $> 30$  min, Mittelungseffekt),
- Differenz der Resultate von aufeinanderfolgenden Tagen (um je 4 Minuten zeitlich versetzt).

Schliesslich sollte erwähnt werden, dass auch Schnee, die Nässe des Boden u.ä. einen wesentlichen Einfluss auf die GPS-Resultate haben kann.

### 2.5.2 Abschattungen

Die Qualität der GPS-Resultate hängt stark von der Anzahl der sichtbaren Satelliten und der Verteilung der Satelliten am Himmel ab. Es ist daher äusserst wichtig, die zu vermessenden Punkte so zu wählen, dass möglichst alle Satelliten über Horizont sichtbar sind. Häuser, Bäume und andere Hindernisse können zu Abschattungen führen (Messungen in der Stadt oder im Walde). Solche Hindernisse können zudem zu Beugungserscheinungen führen, die das GPS-Signal ebenfalls beeinflussen.

Eine weitere wichtige Störquelle bilden Mikrowellensender. Die Überlagerung des GPS-Signals mit Signalen benachbarter Frequenzen kann bewirken, dass die Satellitensignale so stark gestört werden, dass sie nicht mehr ausgewertet werden können.

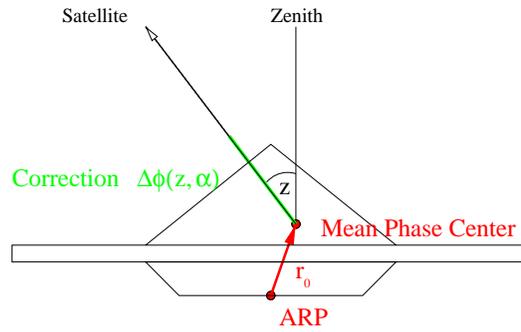


Abbildung 2.6: Mittlere Antennenoffsets und Phasenzentrumsvariationen. ARP: Antenne Reference Point

## 2.6 Variationen des Antennenphasenzentrum

Das Phasenzentrum einer GPS-Antenne, der eigentliche Empfangspunkt des Signals, ist bei jedem Antennentyp an einem unterschiedlichen Ort lokalisiert. Zudem ist das Phasenzentrum nicht fest mit der physikalischen Antenne verknüpft, sondern verändert seine Lage je nachdem, aus welcher Richtung das GPS-Signal einfällt. Die Position des Phasenzentrums und dessen Variation sollten deshalb bei der Auswertung von GPS-Messungen möglichst genau berücksichtigt werden.

Variationen des Antennenphasenzentrums  $\Delta \mathbf{r}_{ant}$  werden am besten beschrieben durch (siehe Abbildung 2.6):

$$\Delta \mathbf{r}_{ant} = \mathbf{r}_0 + \Delta \phi(z, \alpha) \cdot \mathbf{e}_{z,\alpha} \quad (2.10)$$

wobei

$\mathbf{r}_0$  Position des **mittleren Phasenzentrums** relativ zum physikalischen **ARP** (antenna reference point).

$\Delta \phi(z, \alpha)$  **Elevations-** (und azimut)-abhängige **Phasenzentrumsvariationen** gegenüber dem mittleren Phasenzentrum  $\mathbf{r}_0$ .

$\mathbf{e}_{z,\alpha}$  Einheitsvektor in Richtung Satellit.

Die Aufteilung in ein mittleres Phasenzentrum und in elevations- und azimutabhängige Korrekturen ist nicht eindeutig. Man kann problemlos ein anderes mittleres Phasenzentrum wählen und entsprechend die elevations- und azimutabhängigen Korrekturen anpassen. Es ist also wichtig, dass immer ein zusammengehörender, konsistenter Satz von Werten für die mittleren Offsets und die Variationen verwendet wird.

### 2.6.1 Einfluss der Variationen des Antennenphasenzentrums

Die Variationen in der Position des Antennenphasenzentrums gegenüber dem Antennenreferenzpunkt führen zu zwei Arten von Fehlereinflüssen:

- **Kombination von verschiedenen Antennentypen:** Unterschiedliche Antennentypen zeigen unterschiedliche Variationen des Phasenzentrums. Dies führt hauptsächlich zu Fehlern in der Höhe. Abweichungen in der Höhe von bis zu 10 cm konnten festgestellt werden, falls neben den Stationshöhen auch noch Troposphärenparameter bestimmt wurden (Korrelation zwischen Variationen des Phasenzentrums und Troposphärenparametern). Ohne das Schätzen von Troposphärenparametern können immer noch Höhenfehler von 2 cm und mehr auftreten.
- **Identische Antennen:** Bei langen Basislinien treten auch bei der Verwendung identischer Antennen Fehler auf, weil die Satelliten von den zwei Endpunkten einer langen Basislinie aus unter verschiedenen Elevationswinkeln gesehen werden. Die Hauptauswirkung besteht in einer Verkürzung oder Verlängerung der Basislinien (bis zu 16 ppb, dies entspricht einer Höhenänderung von 10 cm im globalen Netz).

Man kann daraus sofort folgern, dass bei GPS-Messungen, wo immer möglich, Antennen vom selben Typ verwendet werden sollten. In der Praxis kommt es jedoch häufig vor, dass man sich an

eine Referenzstation anbinden möchte, die mit einem anderen Antennentyp bestückt ist. Auch ein Antennenwechsel auf einer Referenzstation kann sich wegen des veränderten Antennenverhaltens auf die Anbindungsgenauigkeit auswirken. Bei kinematischen Messungen ist es zudem nicht möglich, die Orientierung der Antenne konstant zu halten. Bei der Auswertung von GPS-Messungen mit unterschiedlichen Antennentypen ist es daher sehr wichtig, antennenspezifische Korrekturwerte (Offsets und Variationen) für das Verhalten der Phasenzentren zu berücksichtigen.

### 2.6.2 Bestimmung von Variationen des Antennenphasenzentrums

Mit GPS-Messungen auf sehr kurzen, bekannten Basislinien (einige Meter) können GPS-Antennen relativ zu einer Referenzantenne kalibriert werden. In die Berner GPS Software wurde beispielsweise die Möglichkeit implementiert, solche Antennenkalibrationsmessungen auszuwerten und sowohl mittlere Antennenoffsets (in Höhe und Lage) als auch elevations- und azimutabhängige Variationen des Phasenzentrums relativ zur Referenzantenne zu bestimmen.

Absolute Antennenkalibrierungen lassen sich auf zwei Arten durchführen:

- Die Antenne wird in einen mikrowellentoten Messraum (anechoic chamber) gebracht und mit einem künstlichen GPS-Signal ausgemessen. Dabei wird die Antenne in alle möglichen Richtungen relativ zum einfallenden Signal gedreht.
- Die zu vermessende Antenne wird während einer GPS-Kalibrierkampagne (1-4 Tage) um verschiedene Winkel verkippt und rotiert, um einen möglichst grossen Bereich der Antenne abzudecken. Daraus lassen sich, nach dem sorgfältigen Eliminieren von Multipatheinflüssen, die absoluten Variationen des Phasenzentrums bestimmen. Am Institut für Erdmessung der Universität Hannover (Prof. Seeber) werden solche Kalibrationen mit einem Roboter durchgeführt.

Bei der Bestimmung von mittleren Antennenoffsets relativ zu einer Referenzantenne werden die Punktkoordinaten meist auf bekannten, aus terrestrischen Messungen gewonnenen Werten festgehalten. Wenn man allerdings zwischen den Sessionen alle Antennen bis auf die Referenzantenne um  $180^\circ$  dreht und die Sessionen dann gemeinsam auswertet, so können sogar gleichzeitig die horizontalen Antennenoffsets und die horizontalen Punktkoordinaten geschätzt werden. Man sollte sich der Tatsache bewusst sein, dass die Position des mittleren Phasenzentrums nicht eindeutig ist, sondern von der Elevationsmaske bei der Auswertung und von der Satellitenkonstellation abhängt. Um in Softwarepaketen, die keine Möglichkeit bieten, elevationsabhängige Antennenkorrekturen anzubringen, wenigstens vernünftige mittlere Antennenoffsets verwenden zu können, werden diese mittleren Offsets gewöhnlich mit einer Elevationsmaske von  $15^\circ$  geschätzt und sollten aus Gründen der Konsistenz eigentlich auch mit dieser Elevationsmaske benutzt werden.

Elevations- und azimutabhängige Variationen  $\Delta\phi(z, \alpha)$  des Phasenzentrums werden meist durch Polynome, Polygonzüge oder Kugelfunktionen beschrieben. Als Parameter werden aus den GPS-Kalibrationsdaten dann die Polynom- oder Kugelfunktionskoeffizienten geschätzt. Abbildung 2.7 zeigt ein Beispiel für die elevationsabhängigen Korrekturen von sechs Leica-Antennen. Man sieht, dass für verschiedene Antennen desselben Typs sehr konsistente Resultate erreicht werden, dass verschiedene Antennentypen jedoch eine unterschiedliche Elevationsabhängigkeit zeigen.

Für die meisten geodätischen GPS-Antennen werden konsistente Antennenkorrekturen vom IGS zur Verfügung gestellt (siehe [ftp://igsb.jpl.nasa.gov/igsb/station/general/igs\\_01.pcv](ftp://igsb.jpl.nasa.gov/igsb/station/general/igs_01.pcv) und Abschnitt 5.2.4). Diese Korrekturwerte haben eine Genauigkeit von rund 3–6 mm in der Höhe und 1–2 mm in der Lage. Die nicht zu unterschätzende Abhängigkeit des Antennenverhaltens von der Umgebung der Antenne (Monumentierung, nasser oder trockener Boden, Multipath, etc.) kann natürlich

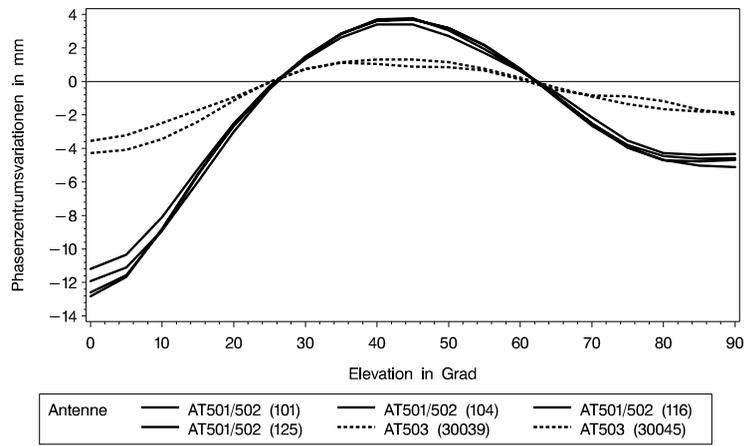


Abbildung 2.7: Elevationsabhängige Variationen des  $L_1$ -Phasenzentrums von verschiedenen Leica-Antennen relativ zur Referenzantenne (Dorne Margoline Ashtech).

mit solchen Korrekturwerten nicht erfasst werden.

### 3 Auswertestrategien

#### 3.1 Absolutpositionierung

Im folgenden sollen die Begriffe **Absolutpositionierung** und **Einzelpunktbestimmung** (engl.: **Single Point Positioning**, SPP) äquivalent benutzt werden. Hierbei handelt es sich um die Bestimmung von Koordinaten im Bezugssystem WGS84 eines autonom operierenden GPS-Empfängers. Das darauf basierende Beobachtungsverfahren wird **Standalone-Navigation** genannt. Ausgangspunkt ist die dem Empfänger mit der Broadcast Message übersandte Information zur Satellitenposition im WGS84. Daraus extrapoliert man die Koordinaten  $[X^S, Y^S, Z^S]$  der Satelliten zur Beobachtungsepoche. Mit Hilfe der gemessenen Entfernungen (Pseudoranges  $PR_E^S$ ) zu mindestens vier Satelliten kann für die Beobachtungsepoche jeweils über einen räumlichen Bogenschlag die Position, also das Koordinatentripel  $[X_E, Y_E, Z_E]$ , bestimmt werden. Geometrisch kann man sich den Schnitt dreier Sphären vorstellen, deren Radien den Pseudoranges zur Beobachtungsepoche entspricht (siehe Abb. 3.2). Eine vierte Beobachtung zu einem weiteren Satelliten zu derselben Epoche ist nötig, um den Empfängeruhrfehler  $\Delta t_E$  zu bestimmen. Für dieses Verfahren ausreichend genaue Satellitenuhrfehler, also die Abweichung der jeweiligen Satellitenuhrzeitskala von der GPS-Zeitskala, werden vom GPS-Systembetreiber über die Beobachtungen auf den Monitorstationen permanent mitbestimmt und mit der Broadcast Message an den Nutzer übermittelt. Sie sind somit bekannt. Durch die Lösung eines Systems von 4 Gleichungen lassen sich also die 4 Unbekannten bestimmen.

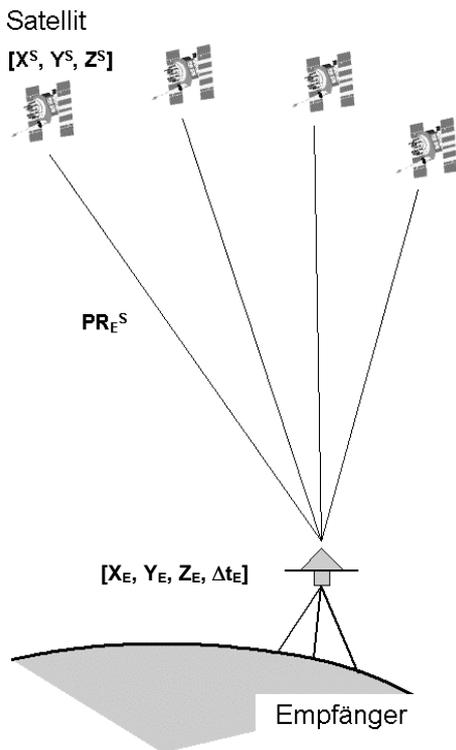


Abb. 3.1: Prinzip der Absolutpositionierung

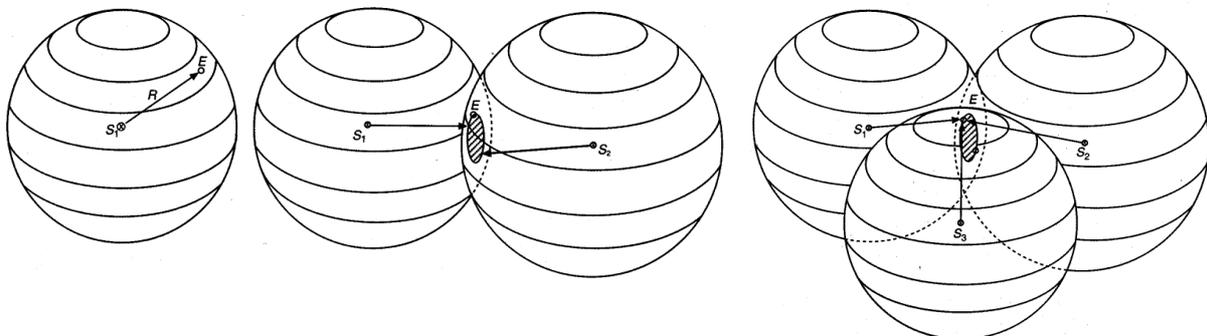


Abb. 3.2: Möglicher Empfängerstandort bei Vorliegen von Entfernungsmessungen zu einem (Links: Sphäre), zu zwei (Mitte: Schnitt zweier Sphären = Kreisbogen) und zu 3 Satelliten (Rechts: Schnitt dreier Sphären = Punkt); aus P. Hartl, K.-H. Thiel: "Satellitengestützte Ortung und Navigation", Spektrum der Wissenschaft 1/1996, S. 102 ff.

Die **Beobachtungsgleichung** kann wie folgt angeschrieben werden, wobei die in  $\mathbf{e}$  enthaltenen Beobachtungsfehler modelliert oder wegen der niedrigen Genauigkeit dieses Verfahrens z.T. auch vernachlässigt werden:

$$PR = (tt - T_0^S) \cdot c = R_E^S - \Delta t^S \cdot c + \Delta t_E \cdot c + \mathbf{e} \quad \text{mit} \quad R_E^S = \sqrt{(X^S - X_E)^2 + (Y^S - Y_E)^2 + (Z^S - Z_E)^2}$$

Es ist  $PR$  die Pseudorangebeobachtung als Ergebnis einer Laufzeitmessung,  $R_E^S$  die wahre geometrische Strecke zwischen Empfänger und Satellit,  $tt$  der Empfangszeitpunkt (*time tag*),  $T_0^S$  der Sendezeitpunkt,  $\Delta t^S$  der Satellitenuhrfehler,  $\Delta t_E$  Empfängeruhrfehler,  $c$  die Lichtgeschwindigkeit im Vakuum und  $\mathbf{e}$  enthält die Summe aller Fehler aus atmosphärischer Refraktion, Mehrwegeeffekten, Satellitenbahnfehler, etc.

Ist das Problem überbestimmt, d.h. werden mehr als 4 Satelliten beobachtet, bestimmt man die Unbekannten in einer Ausgleichung nach der Methode der kleinsten Quadrate.

### 3.2 Relativpositionierung mit Pseudorange

Wenn mit zwei Empfängern simultan dieselben Satelliten beobachtet werden, wirken sich die zeitabhängigen Fehler in den Beobachtungen bei beiden Empfängern gleichartig oder ähnlich aus. Bildet man nun die Differenz von simultanen Beobachtungen auf zwei Stationen zu demselben Satelliten (Abb. 3.3, links), so ist in beiden

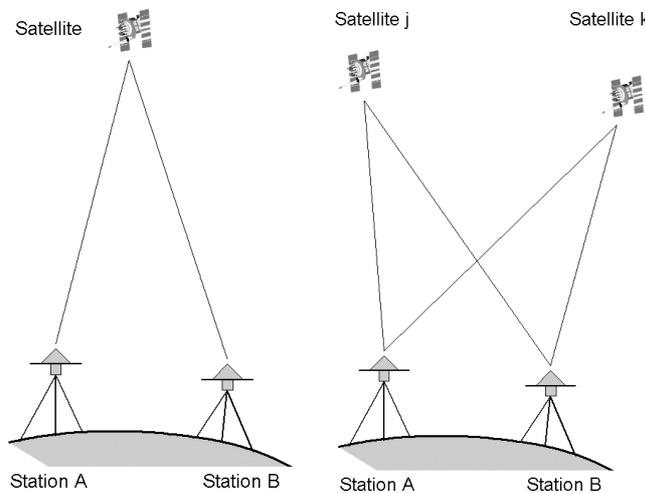


Abb.3.3: Einfachdifferenzen, engl.: single differences, (rechts) und Doppeldifferenzen, engl.: double differences, (links) von GPS-Beobachtungen bzgl. zweier Stationen A und B

Beobachtungen der Satellitenuhrfehler derselbe und er fällt heraus. Analog dazu läßt sich der Empfängeruhrfehler aus den simultanen Beobachtungen zu zwei Satelliten eliminieren. Die Kombination aus beiden Differenzen wird Doppeldifferenz (engl.: double difference) genannt (Abb. 3.3, rechts). In dieser Beobachtungsgröße werden zudem atmosphärische Einflüsse stark reduziert, wenn die beiden Beobachtungsstationen hinreichend nahe beieinander stehen, da dann die Signale die Ionosphäre und die Troposphäre an ähnlicher Stelle durchlaufen und der identische Anteil des Einflusses in der Differenz eliminiert wird. Bezüglich der Satellitenbahnfehler verbleiben Rotationen und Maßstabsfehler im Vektor zwischen den beiden Beobachtungsstationen. Die aus der Differenzbildung resultierenden Unbekannten sind die Komponenten  $[dX, dY, dZ]$  des Vektors zwischen den beiden Stationen. Man erhält also nur die **Koordinatenunterschiede** und spricht daher von **Relativpositionierung**. Sind die Koordinaten  $[X_A, Y_A, Z_A]$  einer Beobachtungsstation A im WGS84 oder in einem äquivalenten Bezugsrahmen (z.B. ETRS89 /

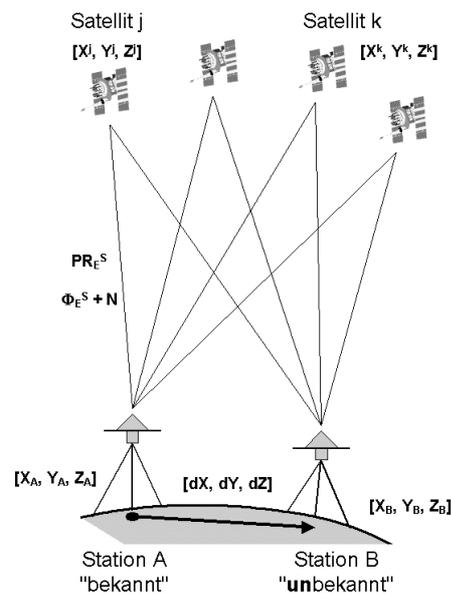


Abb.3.4: Prinzip des Differential GPS (DGPS), d.h. der Relativpositionierung mit Pseudorange

DREF) bekannt, so können durch Anheften der Koordinatenunterschiede  $[dX, dY, dZ]$  die Koordinaten  $[X_B, Y_B, Z_B]$  einer zweiten Station B bestimmt werden (siehe Abb. 3.4).

Die vereinfachte **Beobachtungsgleichung** lautet dann je Meßepoche  $t$  wie folgt:

$$\nabla \Delta_{AB}^{jk} PR = PR_B^k - PR_A^k - PR_B^j + PR_A^j = R_B^k - R_A^k - R_B^j + R_A^j + \nabla \Delta \mathbf{e}$$

Wird nicht im Postprocessing ausgewertet und sollen auch nicht die **Rohbeobachtungen** z.B. per Funk von Station A an Station B übermittelt werden, um sie dort gemeinsam in Echtzeit auszuwerten, dann kann bei Echtzeit-DGPS mit Pseudorange nach der Methode der Pseudorangekorrekturen oder nach der Methode der Koordinatenkorrekturen vorgegangen werden. Diese entsprechen demselben Prinzip der Elimination bzw. Reduktion identischer Fehleranteile, nur das Vorgehen ist ein anderes.

#### Methode der Pseudorangekorrekturen:

Auf einer Station A mit bekannten Koordinaten wird die gemessene Strecke, also die Pseudorange  $PR$ , mit der "wahren" Strecke aus Satellitenkoordinaten  $[X^S, Y^S, Z^S]$  und bekannten Empfängerkoordinaten  $[X_A, Y_A, Z_A]$  verglichen. Man berechnet dabei je Satellit die

$$\text{Pseudorangekorrektur}(S, t) = R_A^S(t) - PR(t) \quad , \text{ wobei}$$

$$R_A^S = \sqrt{(X^S - X_A)^2 + (Y^S - Y_A)^2 + (Z^S - Z_A)^2} .$$

Diese Pseudorangekorrekturen bestimmt eine Referenzstations-Software auf Station A gegenüber allen beobachteten Satelliten zu jeder Meßepoche und übermittelt diese an die Station B, wo sie eine DGPS-Software an den dortigen Beobachtungen anbringt. Mit den Satelliten, für die so korrigierte Beobachtungen vorliegen, wird nun eine Berechnung der Koordinaten nach dem Prinzip der Absolutpositionierung vorgenommen.

### Methode der Koordinatenkorrekturen:

Hierbei werden nicht Strecken, sondern aus Absolutpositionierung berechnete Koordinaten  $[X'_A(t), Y'_A(t), Z'_A(t)]$  mit den bekannten Koordinaten  $[X_A, Y_A, Z_A]$  auf der Station A verglichen. Die daraus resultierenden *Koordinatenkorrekturen*  $[\Delta X(t), \Delta Y(t), \Delta Z(t)] = [X_A, Y_A, Z_A] - [X'_A(t), Y'_A(t), Z'_A(t)]$  werden inklusive Angabe der zu seiner Berechnung verwendeten Satelliten an die Station B übermittelt, wo sie eine DGPS-Software an den dortigen Koordinaten aus einer Absolutpositionierung als Korrektur anbringt. Allerdings muß diese Absolutpositionierung auf der Station B aus den Beobachtungen zu denselben Satelliten zustande gekommen sein, was sich wegen unterschiedlicher Satellitensichtbarkeiten auf den zwei Stationen selten realisieren läßt. Die Folge der Verwendung unterschiedlicher Satelliten auf den zwei Stationen wäre, daß sich trotz Korrektur keine Genauigkeitssteigerung erzielen ließe.

Daher wird i.allg. nur die Methode der Pseudorangekorrekturen bzw. bei Postprocessing die Methode der Bildung von Doppeldifferenzen angewendet.

### 3.3 Relativpositionierung mit Trägerphasen

Will man eine deutliche Genauigkeitssteigerung gegenüber DGPS mit Pseudorange erreichen, muß man auf die Trägerphasenbeobachtungen als Beobachtungsgrößen zurückgreifen. Hier kommt dasselbe Grundprinzip der Relativpositionierung (Abb. 3.4) zum Tragen, das zu Beginn des vorhergehenden Kapitels beschrieben wurde. Die Bildung von Doppeldifferenzen (Abb. 3.3, rechts) und deren Auswertung bildet auch hier die Grundlage.

Die Trägerphasenbeobachtung  $\Phi_E^S$ , wie sie uns zur Verfügung steht, wird aus dem Ergebnis des Zählens der vollständig durchlaufenen Phasenzyklen und des gemessenen Phasenreststücks des eingerasteten Signals gebildet. Damit ergibt sich wegen des anfänglich willkürlichen Zählerstands (der ganzen Phasenzyklen) ein **mehrdeutiges** Meßergebnis, bezogen auf die Entfernung Empfänger - Satellit. Diese **Mehrdeutigkeit**  $N_E^S$  (engl.: ambiguity), von ihrer Natur her also **ganzzahlig**, ist als **zusätzliche Unbekannte** in der Auswertung mitzubestimmen, um eine exakte Entfernungsmessung und damit eine exakte Positionsbestimmung ausführen zu können. Diese Mehrdeutigkeit verändert sich nicht im Laufe einer Messung, außer die Zählung der ganzen Phasenzyklen wird gestört durch Effekte, die von einem stark gestörten Signal oder von einer Unterbrechung beispielsweise der Stromversorgung des Empfängers ausgehen. Dann kommt es in den registrierten Daten zu Phasensprüngen **ganzer** Phasenzyklen (engl.: cycles) bei einem oder mehreren Satelliten, auf einer oder auf beiden Frequenzen L1 und L2, die - genannt **cycle slips** - nachträglich bestimmt und rückgängig gemacht werden müssen oder man bestimmt für die Beobachtungen nach dem Auftreten des cycle slips eine neue Mehrdeutigkeit, was aber die Anzahl der Unbekannten schnell ansteigen lassen kann.

Relativpositionierung mit Trägerphasen geschieht überwiegend mit Hilfe der Prozessierung von Doppeldifferenzen (engl.: double differences). Diese lassen sich analog zu jenen bei Pseudorange aus undifferenzierten Beobachtungen (für eine bestimmte Epoche)

$$\Phi_E^S = \frac{f}{c} \cdot R_E^S - f \cdot \Delta t^S + f \cdot \Delta t_E + N_E^S + \mathbf{e} \quad [\text{cycles}]$$

ableiten, wobei als neue Unbekannte die Mehrdeutigkeit  $N_E^S$  auftaucht. Dabei ist  $f$  die jeweilige Trägerfrequenz (für L1 oder L2). Bei den Doppeldifferenzen werden, wie in Kapitel 3.2 gezeigt, Satelliten- ( $f \cdot \Delta t^S$ ) und Empfängeruhrfehler ( $f \cdot \Delta t_E$ ) eliminiert, so daß man - angeschrieben im metrischem Maß - folgende vereinfachte Beobachtungsgleichung erhält:

$$\nabla \Delta_{AB}^{jk} \cdot \mathbf{I} = (\Phi_B^k - \Phi_A^k - \Phi_B^j + \Phi_A^j) \cdot \mathbf{I} = R_{AB}^{jk} + N_{AB}^{jk} \cdot \mathbf{I} + \nabla \Delta \mathbf{e} \quad , \quad \Phi \text{ in } [\text{cycles}]$$

$$\text{mit} \quad N_{AB}^{jk} = N_B^k - N_A^k - N_B^j + N_A^j \quad (\text{Doppeldifferenz-Mehrdeutigkeiten})$$

$$\text{und} \quad \mathbf{I} = \mathbf{I}_1 \quad \text{oder} \quad \mathbf{I} = \mathbf{I}_2 \quad (\text{Trägerwellenlängen})$$

Als Schätzmethode kommt auch hier wieder die **Methode der kleinsten Quadrate** zum Einsatz, für den kinematischen Fall i.allg. ein **Kalman-Filter**. In aufwendigeren Modellen für die Auswertung von Langzeitbeobachtungen werden noch **weitere Parameter** im Zusammenhang mit ionosphärischer, troposphärischer Refraktion und Satellitenbahnverbesserungen geschätzt. Die troposphärische Refraktion wird in jedem Fall vorab mit Hilfe eines Modells an den Trägerphasenbeobachtungen korrigiert.

Die Genauigkeit einer solchen Lösung liegt **bei kurzen Beobachtungszeiten** in einem für Geodäten noch nicht befriedigenden Bereich von einem oder wenigen Dezimetern. Dies liegt u.a. an der schweren Trennbarkeit der miteinander oft stark korrelierten Unbekanntentypen Koordinaten und Mehrdeutigkeiten, so daß beide in der Ausgleichung "verschmieren". Erhebliche Verbesserung verspricht die Beschränkung auf den alleinigen Unbekanntentyp Koordinaten: Dazu müssen die **Mehrdeutigkeiten** aber vorher als ganzzahliger Wert bestimmt sein.

Diese sind schließlich von Natur aus ganzzahlig und nicht reellwertig, und unterscheiden sich gerade bei kurzen Beobachtungszeiten, d.h. bei wenig Beobachtungsmaterial oft um mehrere Phasenzyklen (engl.: cycles) von der wahren Mehrdeutigkeit. Dann ist es oft nicht mehr möglich, wie bei ausreichend langen Datensätzen, die reellwertigen Mehrdeutigkeiten einfach auf die nächstgelegene ganze Zahl zu runden. Vielmehr muß man z.B. statistische Methoden benutzen, um in einem **Suchraum** von

$$n \cdot s_{N_{AB}^{jk}}$$

mit  $s_{N_{AB}^{jk}}$  als Standardabweichung der reellwertig bestimmten Mehrdeutigkeiten  
 und  $n$  als zu definierender Faktor

die richtige ganzzahlige Mehrdeutigkeit zu finden. Exakter gesprochen muß die richtige Kombination von Doppeldifferenz-Mehrdeutigkeiten aus den Suchräumen, die sich für die verschiedenen Satelliten  $k$  ergeben, bestimmt werden.

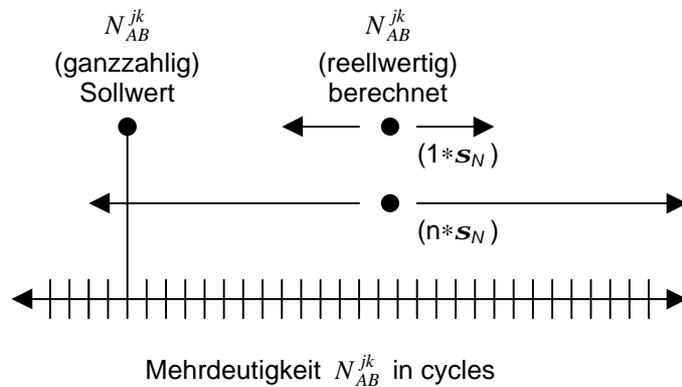


Abb. 3.5: Benötigtes Vielfaches der Standardabweichung der reellwertigen Mehrdeutigkeiten, so daß die "wahren" ganzzahligen Mehrdeutigkeiten in diesem Bereich sicher enthalten sind

Aus diesen Suchräumen ergeben sich oft einige Zehntausend mögliche Kombinationen. Die statistischen Methoden zur Extraktion der "richtigen" Lösung aus dieser Vielzahl basieren auf sogenannten Hypothesentests.

Sind die Mehrdeutigkeiten erst einmal bestimmt, werden sie als bekannt in die Parameterschätzung eingeführt - man spricht dann von einer **Mehrdeutigkeitsfixierung** bzw. von einer **fixierten Lösung** für die Koordinatenunterschiede [dX, dY, dZ]. Die Genauigkeit dieser Koordinatenunterschiede liegt im Bereich von wenigen Zentimetern bis zu Millimetern, je nach Entfernung der beiden Stationen, Beobachtungsdauer und Güte der verwendeten Korrekturmodelle. Um dies zu erreichen, müssen nicht nur, wie oben dargestellt, die ganzzahligen Mehrdeutigkeiten bekannt sein, sondern es dürfen bei der Auswertung mehrerer Epochen in den Beobachtungsdaten auch keine unerkannten Cycle Slips mehr vorhanden sein. Solche ganzzahligen Phasensprünge verhindern eine korrekte Fixierung der Mehrdeutigkeiten auf die richtigen ganzzahligen Werte und verzerren die Koordinatenergebnisse bis hin zu Fehlern von mehreren Dezimetern. Ungewöhnlich große Beobachtungsresiduen und hohe Korrelationen zwischen den Unbekannten weisen auf Cycle Slips oder falsch fixierte Mehrdeutigkeiten hin.

Bei den **Beobachtungsgrößen** ergeben sich für die Nutzung von **Zweifrequenzempfängern** noch zahlreiche weitere Möglichkeiten. Linearkombinationen aus den L1- und L2 Trägerphasenbeobachtungen erlauben resultierende Beobachtungsgrößen, die beispielsweise den Einfluß der ionosphärischen Refraktion eliminieren. Da dieser Einfluß bei der Relativpositionierung entfernungsabhängig ist, spielt solch eine Linearkombination vor allem bei großen Punktabständen eine Rolle. Andere Linearkombinationen wiederum erleichtern die Bestimmung der Mehrdeutigkeiten.

Auf das Vorgehen bei den verschiedenen Beobachtungsverfahren wird in Kapitel 4 eingegangen.

## 3.4 Qualitätsmaße und erreichbare Genauigkeiten

### 3.4.1 Fehlermaße

Im allgemeinen werden Genauigkeiten als *Standardabweichungen*  $\sigma$  bzw. als *root mean square* **rms** angegeben, die sich auf 68 % aller möglichen Fälle beziehen (also besteht eine Irrtumswahrscheinlichkeit von 32 %), eine Angabe von  $2\sigma$  gibt den Fehler von 95 % aller Fälle an und  $3\sigma$  gibt einem die Gewißheit, daß die Fehlerangabe 99.7 % aller Fälle abdeckt. Für 2-dimensionale Ergebnistypen findet sich oft auch eine Angabe *circular error probable* **CEP** (analog dazu die 3-dimensionale Angabe **SEP**, S steht dabei für *spherical*), der eine Irrtumswahrscheinlichkeit von 50 % zugrundegelegt ist.

### 3.4.2 DOP (Dilution of Precision)

Der **GDOP** spiegelt das Maß der Güte der Satellitenkonfiguration wider. Das kann man sich wie bei der klassischen vermessungstechnischen Triangulierung oder Trilateration vorstellen: Sind die Ziele nicht ausreichend gleichmäßig über den Horizont (bzw. Vollkreis) verteilt, ergeben sich schleifende Schnitte oder zumindest geometrische Defekte. Der GDOP kann auch als skaliertes Reziprokwert des Volumens gesehen werden, das die Satelliten mit dem Empfänger im Raum aufspannen: Je größer das Volumen, desto geringer der GDOP, desto besser können Koordinaten und Zeit bestimmt werden. Das Volumen wird maximal, wenn die Satelliten optimal über den vom Empfänger aus sichtbaren Bereich verteilt sind, also von nahe dem Zenit bis zum Horizont mit gleichmäßiger Verteilung auch über alle Himmelsrichtungen. Mathematisch repräsentiert der GDOP die Spur der invertierten Normalgleichungsmatrix des Absolutpositionierungsproblems, also

$$GDOP = \sqrt{\text{Spur} \left\{ (A^T A)^{-1} \right\}} = \sqrt{s_x^2 + s_y^2 + s_z^2 + s_t^2}$$

Von einer guten Satellitenkonfiguration kann ich bei meiner Messung ausgehen, wenn der GDOP  $< 6$  bleibt.

Multipliziert man den GDOP mit einer Größe *USERE* (*user equivalent range error*), welche die Fehler aus Empfängerrauschen, Satellitenuhren, Ephemeriden, Atmosphäre und SA (*selective availability*) im Entfernungsmaß ausgedrückt in sich vereint, dann erhält man ein **Maß für die Qualität über alles**:

$$USERE \cdot GDOP = USERE \cdot \sqrt{\text{Spur} \left\{ (A^T A)^{-1} \right\}}$$

Weitere gebräuchliche DOPs sind der **PDOP**, welcher nur die Positionskomponenten beinhaltet, und der **HDOP**, welcher sich nur auf die Horizontalkomponenten der Position bezieht, also

$$PDOP = \sqrt{s_x^2 + s_y^2 + s_z^2}, \quad HDOP = \sqrt{s_B^2 + s_L^2} = \sqrt{s_N^2 + s_E^2}.$$

### 3.4.3 Availability (Verfügbarkeit), Repeatability (Wiederholbarkeit), Integrity (Zuverlässigkeit)

**Availability** kennzeichnet die verfügbare Anzahl an Satelliten, deren Signale von einem GPS-Empfänger tatsächlich registriert werden können. Der Verlauf der DOPs folgt im allgemeinen dieser Kurve, da grob gilt: Je größer die Anzahl der Satelliten, desto größer das eingeschlossene Volumen. **Repeatability** gibt im Gegensatz zu theoretischen Fehlergrößen (z.B. aus DOP und USERE) an, mit welcher Genauigkeit Positionen bzw. Vektorkomponenten mit GPS bei einer unabhängigen Messung auf demselben Punkt reproduziert werden können. **Integrity** bedeutet die Fähigkeit eines Systems, dem Nutzer zeitlich nahe mitzuteilen, wann er dieses System nicht benutzen soll, da bei der Überprüfung der Signalinformation Fehlergrenzen überschritten wurden, oder wann einzelne Satelliten bzw. das System nicht zur Verfügung stehen. Typische angestrebte Grenzen für die Integrity bei der Luftfahrt sind beispielsweise 1 sec. (Anflug nach CAT III) bzw. 6 sec. (Anflug nach CAT I) Zeit bis zum Alarm, eine Ausfallsicherheit von  $10^{-9}$  (Anflug nach CAT III) bzw.  $10^{-7}$  (Anflug nach CAT I) pro Anflug und das Überschreiten von einem (über See) bis zu wenigen (über Land) Metern Genauigkeit (militärischer Präzisionslande-anflug)\*. DGPS erlaubt nicht nur eine Genauigkeitssteigerung, sondern verbessert auch die Integrität

\* Air Force Space Command Capstone Requirements Document for Global Position, Velocity, and Time Determination Capability, 18 July 1997

Download von: <http://206.65.196.30/gps/geninfo/gpsdocuments/crd/crd.pdf>

von GPS dadurch, daß Anomalien in den Satellitensignalen und Broadcast Messages einzelner Satelliten kompensiert werden können. Sprengen die Anomalien gar das Übertragungsformat des DGPS-Dienstes, können Warnungen erzeugt werden. Weitere Überprüfungen z.B. auf extreme ionosphärische oder troposphärische Störungen oder auf Kommunikationsfehler sollen die Einhaltung des jeweils angegebenen UERE garantieren. Die Integrity spielt insbesondere in der Luftfahrt wegen der Unfallrisiken eine erheblich größere Rolle als die Genauigkeit. Daher sind Systeme für das **Integrity Monitoring** ein wesentlicher Bestandteil von GPS-gestützten bzw. -basierten Flugnavigationssystemen (WAAS, LAAS, siehe Kap. 5.4.2). Integrity Monitoring kann auf unterschiedliche Art erfolgen, entweder: aus empfangenen Daten werden auf einer Kontrollstation die berechneten Koordinaten mit den für diese Station bekannten verglichen; überschreiten die Differenzen eine definierte Fehlerschranke, wird dem Nutzer eine Warnung übermittelt bzw. es wird die Übertragung der Korrekturdaten eingestellt; oder: jede einzelne Satellitensignalbeobachtung bzw. -korrektur wird geprüft, so daß dem Nutzer gezielt die unbrauchbaren Beobachtungen ausgeblendet werden können; so wird vermieden, daß gar keine Positionslösung für die spezifische Epoche vorliegt. Wird das Integrity Monitoring vom Nutzer selbst ausgeführt, spricht man von Autonomous Integrity Monitoring (AIM) oder von RAIM (Receiver AIM), bei der Luftfahrt speziell von AAIM (Aircraft AIM).

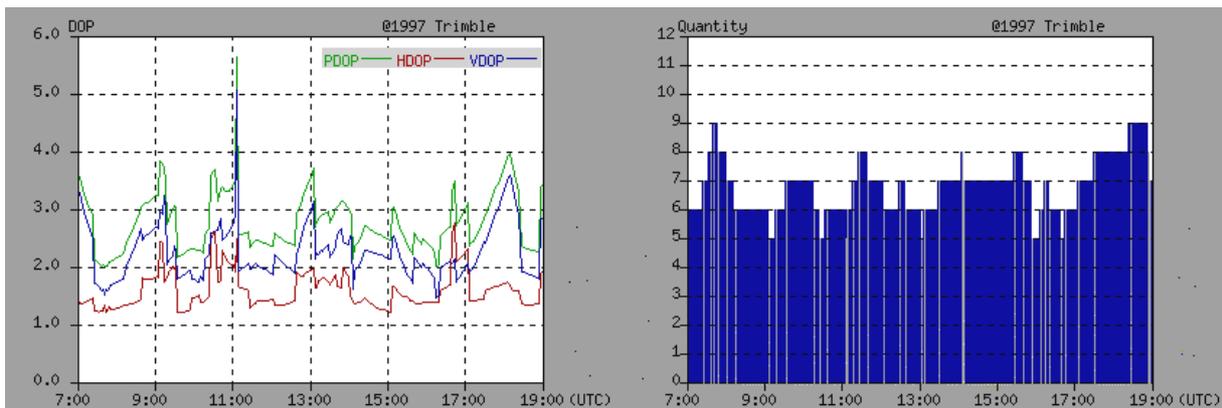


Abb.3.6: DOPs (links) und Availability (rechts) für Berlin, 3.5.2000, 9:00-21:00 Uhr, Elevationsmaske 10° (erstellt mit Trimble SatView, <http://www.trimble.com/satview/index.htm> )

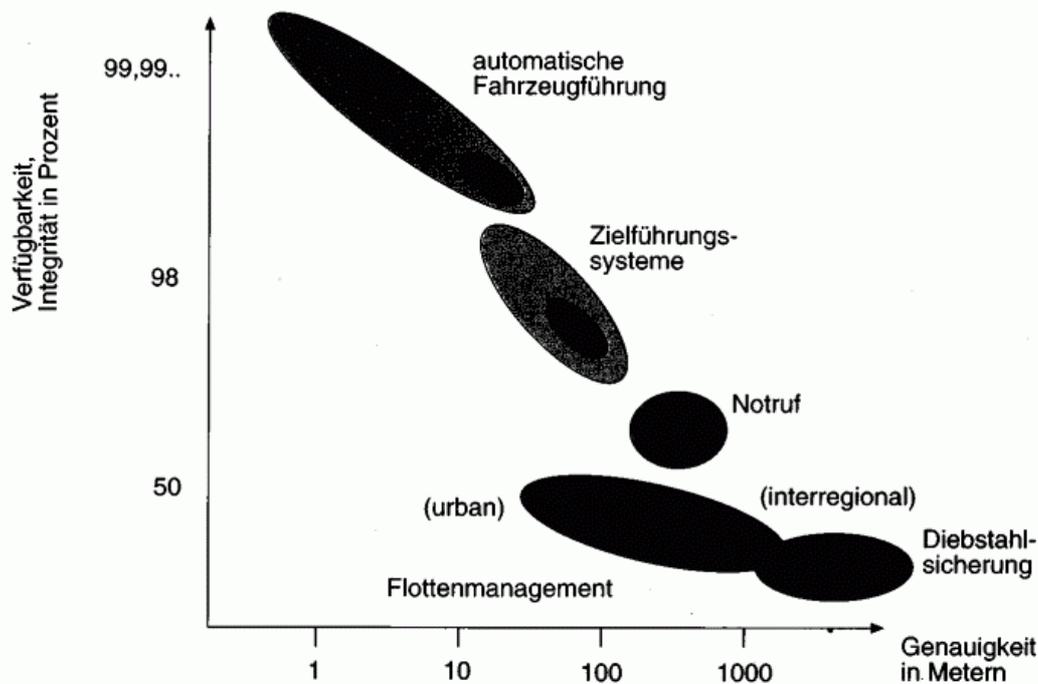


Abb. 3.7: Verhältnis von geforderter Integrität zu Genauigkeit bei der Positionierung in unterschiedlichen Anwendungsbereichen (siehe Kapitel 5.4); aus W. Möhlenbrink, K. Mezger: "GPS-Anwendungen im Straßenverkehr"; Spektrum der Wissenschaft 1/1996, S. 106 ff.

### 3.4.4 Erreichbare Genauigkeiten

Für die Genauigkeit, die man unter SA-Bedingungen für das **Single Point Positioning** erwarten kann, gibt der Systembetreiber selbst \* die folgenden Genauigkeitsmaße an: Die präzifizierbare Genauigkeit in 95 % der Zeit liegt für die Lage bei  $\leq 100$  m, in der Höhe bei  $\leq 156$  m. Tatsächlich ist SA seit dem 2. Mai 2000 nicht mehr aktiv und somit sind die Genauigkeitsmaße um circa den Faktor 10 zu dividieren.

Bei **DGPS** kann als Genauigkeit  $\sigma \approx 0.5 \text{ m} + 0.5 \text{ m} / 100\text{km}$  erreicht werden. Die SPS-Spezifikation des GPS-Systembetreibers macht folgende Aussage, wobei vorausgesetzt wird, daß die Empfänger nicht weiter als 40 km voneinander entfernt sind, die simultan beobachteten Daten derselben Satelliten auf beiden Stationen verwendet werden und der GDOP einen Wert  $\leq 6$  erreicht: Die präzifizierbare Genauigkeit in 95 % der Zeit liegt für die Lage bei  $\leq 1$  m und für die Höhe bei  $\leq 1.5$  m.

Bei **trägerphasenbasiertem DGPS** sind wiederum zwei Größenordnungen bessere Resultate zu erwarten, das heißt, man erreicht je nach Meß- und Auswerteaufwand und abhängig von der Entfernung Genauigkeiten **von wenigen mm bis zu einigen cm**.

In der nachfolgenden Abb. 3.8 werden die erreichbaren Genauigkeiten der unterschiedlichen Positionierungstechniken nebeneinandergestellt. Man beachte die möglichen Genauigkeitssteigerungen.

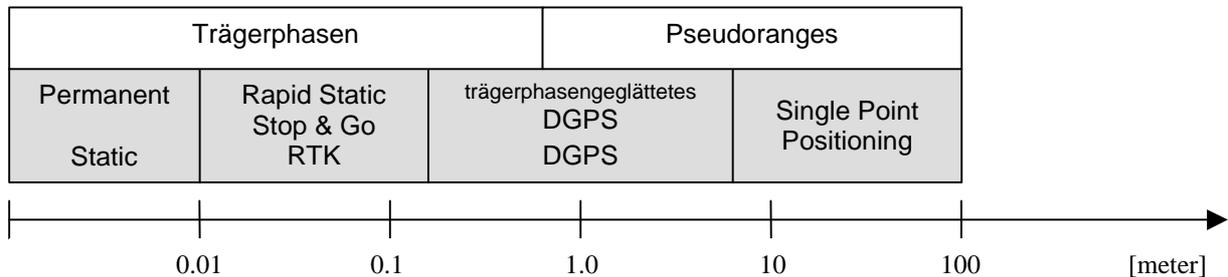


Abb. 3.8: Lagegenauigkeit für die unterschiedlichen Positionierungstechniken

Um einen Eindruck von der tatsächlichen **Wiederholbarkeit** epochenweiser Ergebnisse zu erhalten, wurden (in den nachfolgenden Abb. 3.9 und 3.10 dargestellt) Beobachtungen auf einem Punkt so ausgewertet, daß für jede Epoche eine Position vorliegt. Deren Variation wird in einer 3D-Darstellung sowie in einem Histogramm präsentiert. Man beachte die stets größere Variation und damit auch größere Ungenauigkeit der Höhenkomponente.

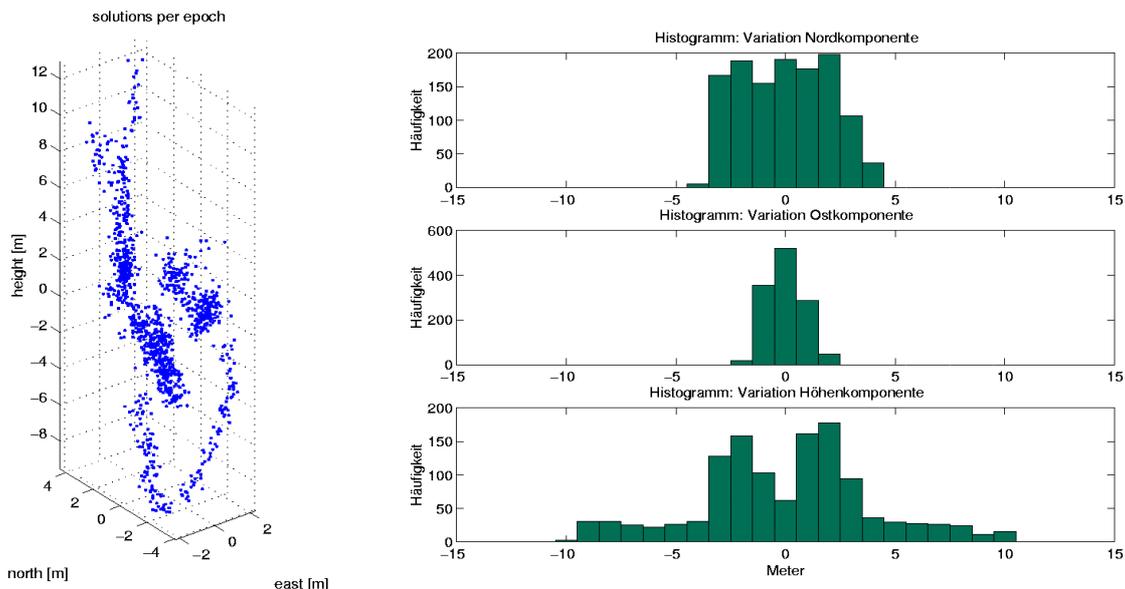
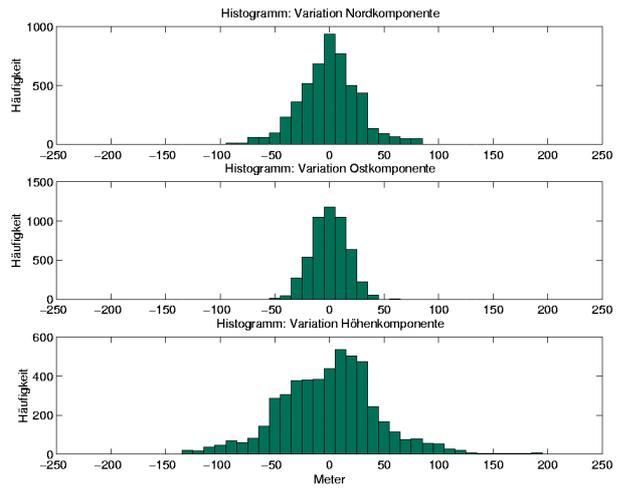
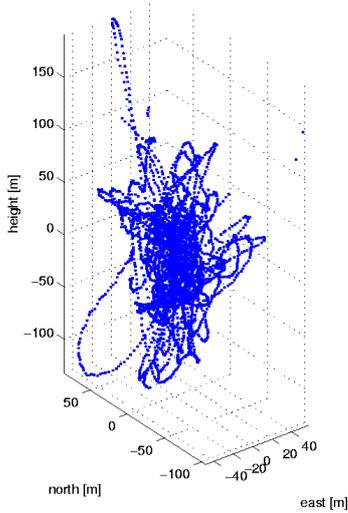


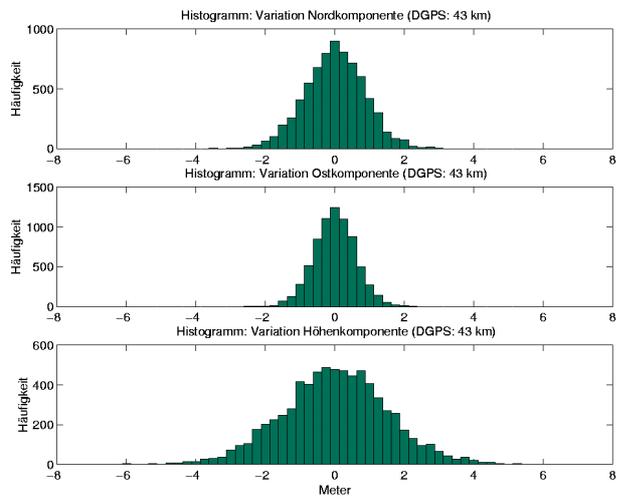
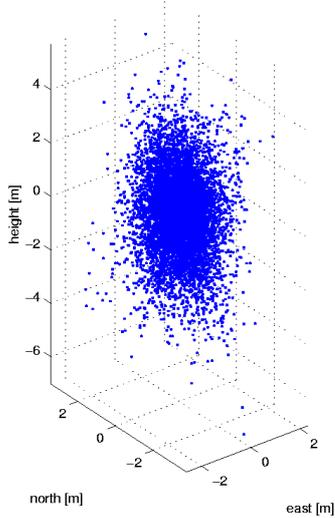
Abbildung 3.9: Epochenweise Positionslösung und dazugehöriges Histogramm für eine 12-stündige Absolutpositionierung nach dem Abschalten der *Selective Availability* (SA) am 2. Mai 2000. Angegeben ist die Abweichung vom Mittelwert.

\* **Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification, 2<sup>nd</sup> edition, June 2, 1995**  
 Download von: <http://www.navcen.uscg.gov/gps/geninfo/gpsdocuments/sigspec/default.htm>

standalone solutions from 1 day gps observations (5 sec. rate)



dgps solutions per epoch from 1 day observations (5 sec. rate)



cdgps of solutions per epoch from 100 min. observations (10 sec. rate, 13 km)

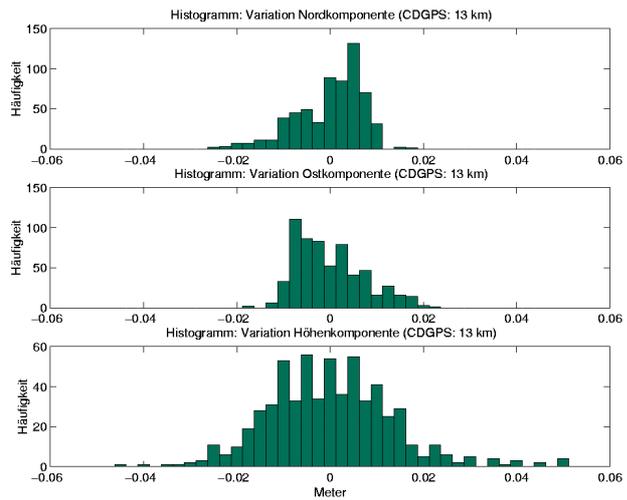
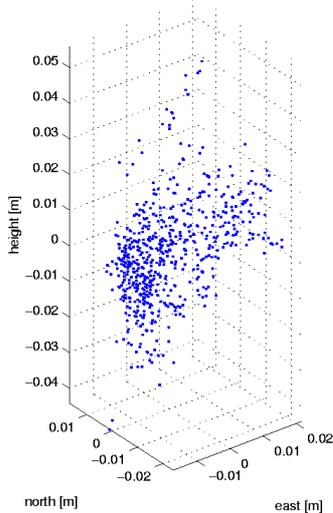


Abbildung 3.10:

Epochenweise Positionslösung und dazugehöriges Histogramm für eine 24-stündige Absolutpositionierung alle 5 sec. (oben, unter SA), für eine 24-stündige Relativpositionierung mit Pseudorange über eine Entfernung von 43 km alle 5 sec. (mitte) und für eine 100-minütige Relativpositionierung mit Trägerphasen über eine Entfernung von 13 km alle 10 sec. (unten). Angegeben ist jeweils die Abweichung vom Mittelwert.

## 4 Beobachtungsverfahren

Beobachtungsverfahren mit GPS lassen sich in eine Vielzahl von Kategorien einteilen, je nachdem aus welchem Benutzer-Blickwinkel man das Thema betrachtet:

- Verarbeitung der Daten und damit Positionsbestimmung in Echtzeit (engl.: **Real-Time**) oder in einer Nachbearbeitung nach Abschluß der Beobachtung (engl.: post-mission processing, oder kurz: **postprocessing**)
- **Einzelpunkt**positionierung oder **Relativ**positionierung
- Statische (eigtl.: stationäre; engl.: **static**) Beobachtung oder in Bewegung (engl.: **kinematic**)
- Unterscheidung nach Genauigkeitskriterien

In dem folgenden kurzen Überblick über eine Auswahl verbreiteter Verfahren soll das Grundprinzip beschrieben werden, ohne den Anspruch auf Vollständigkeit oder Rücksicht auf alle Nutzergruppen. Einzelne Aspekte, die genauerer Betrachtung bzw. Beschreibung bedürfen, werden in den nachfolgenden Unterkapiteln erläutert.

### Verfahren im Postprocessing (alle mit Trägerphasenauswertung):

Verfahren	Konzept	Beobachtungszeit	Genauigkeitsklasse (3D, 1 $\sigma$ / 68 %)	Kommentare
Permanent	Simultane Beobachtung vieler Stationen	$\infty$ Wochenlösungen oder permanente Filterlösung	einige mm	Zweifrequenzempfänger üblich, bis zu globalen Punktentfernungen
Static	Simultane Beobachtung mehrerer Stationen, evtl. Punktwechsel	1 h bis mehrere Tage	1 cm	Ein- oder Zweifrequenzempfänger, bis zu 100 km Punktentfernung
Rapid Static	Simultane Beobachtung mehrerer Stationen, Punktwechsel und Wiederbesetzungen	wenige min., < 1 h	1 - 2 cm	Ein- oder Zweifrequenzempfänger bis zu einigen 10 km Punktentfernung
Stop & Go	Referenzstation, Rover-Initialisierung und sequentielle Punktaufnahme ohne Abriß der Satellitenverbindungen	Initialisierung: wenige min., < 1 h oder OTF Punktaufnahme: wenige Epochen	2 - 3 cm	Zweifrequenzempfänger sinnvoll, Punktentfernung < 10 km
Kinematic	Referenzstation, Rover-Initialisierung und Aufnahme einer Trajektorie	Initialisierung: wenige min., < 1 h oder OTF	einige cm < 10 cm	Zweifrequenzempfänger sinnvoll

### Verfahren in Echtzeit:

Verfahren	Konzept	Beobachtungszeit	Genauigkeitsklasse (3D, 1 $\sigma$ / 68 %)	Kommentare
Kinematic	Referenzstation, Rover-Initialisierung und Aufnahme einer Trajektorie bzw. Navigation	Initialisierung: wenige min. mit OTF	einige cm < 10 cm	Trägerphasen, Zweifrequenzempfänger sinnvoll
RTK (Stop & Go in Echtzeit)	Referenzstation, Rover-Initialisierung und sequentielle Punktaufnahme	Initialisierung: wenige min. mit OTF Punktaufnahme: wenige Epochen	2 - 3 cm	Trägerphasen, Punktentfernung < 10 km, mit FKP / virtuellen Referenzstationen auch > 10 km
DGPS	Referenzstation, Rover, Punktaufnahme oder Navigation	einzelne Epochen oder Aufakkumulieren	0.5 - 5 m	Pseudorange, beliebige Punktentfernungen
Standalone	Ein Empfänger, Punktaufnahme oder Navigation	einzelne Epochen oder Aufakkumulieren	10 m (- SA, C/A) 100 m (+ SA, C/A) 4 m (Y bzw. P)	Pseudorange

## 4.1 Permanent

Globale (IGS), regionale (EUREF) oder nationale bzw. lokale Permanentnetze werden zur Bestimmung, Laufendhaltung und Überwachung von Reference Frames oder z.B. zur Ableitung geophysikalischer Parameter wie der Kontinentaldrift benutzt. Hier werden aus den Meßdaten mit Hilfe einer wissenschaftlichen Software Tages- oder Wochenlösungen für umfangreiche Parametersätze berechnet. Weitere Einsatzgebiete sind in der Ingenieurvermessung zu finden, wo Bauwerke wie Staudämme oder Brücken mit GPS überwacht werden. Hier kommt i.allg. eine Echtzeitsoftware zum Einsatz. Die Daten werden per Kabel oder Funk an die Auswertezentrale übertragen, wo eine kontinuierliche Lösung für Koordinaten bzw. Deformationsparameter erzeugt wird. Die Punktentfernungen sollten für solche Einsätze allerdings kurz (km-Bereich) sein.

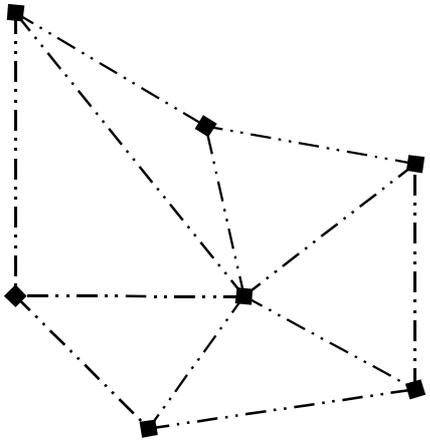
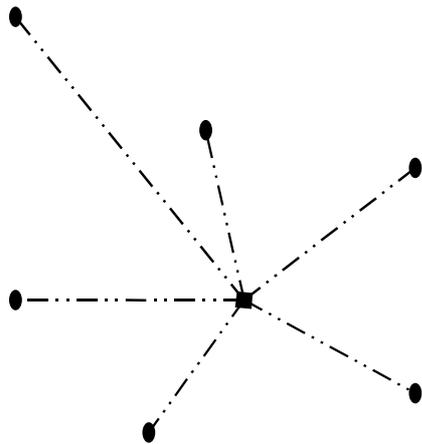


Abb. 4.1: Beobachtungsverfahren "Permanent"

## 4.2 Static und Rapid Static

Static ist das ursprüngliche Verfahren zur Nutzung der GPS-Trägerphasenbeobachtungen, aus welchem sich die übrigen Methoden durch Weiterentwicklung der Auswertelgorithmen herausgebildet haben. Es wird so lange beobachtet, daß Koordinaten, Mehrdeutigkeiten und die übrigen Parameter sicher signifikant bestimmt werden können. Wenn auf mehr als zwei Stationen beobachtet wird, kann durch Vernetzungseffekte nochmal eine höhere Genauigkeit erzielt und zudem eine Kontrolle auf einzelne Vektoren ausgeübt werden.



Für größere Punktentfernungen ist eine ionosphärenfreie bzw. -korrigierte Lösung notwendig, um hohe Genauigkeiten zu erzielen. Dazu ist der Einsatz von Zweifrequenzempfängern zwingend. Speziell bei Rapid Static werden raffinierte Methoden zur Mehrdeutigkeitsbestimmung verwendet, allerdings ist eine höhere Anzahl an beobachtbaren Satelliten (mindestens 5, besser 6 oder mehr) erforderlich. Dabei kommen i.allg. einfachere Parametermodelle zum Einsatz. Die Bestimmung der Mehrdeutigkeiten wird mit zunehmender Punktentfernung wegen der entfernungsabhängigen Fehler schwieriger. Eine Wiederbesetzung (engl.: reoccupation) bereits beobachteter Punkte zur Kontrolle und für höhere Punktgenauigkeiten (mit speziellem Auswertansatz) erweisen sich als günstig.

Abb. 4.2: Beobachtungsverfahren "Rapid Static" mit einer Referenzstation und einem Rover, der verschiedene Punkte nacheinander beobachtet

## 4.3 Stop & Go und RTK

Hier handelt es sich um eine Weiterentwicklung des Rapid Static Verfahrens so, daß zu Beginn der Messkampagne stationär gemessen wird, bis die Mehrdeutigkeiten gelöst werden können (man spricht hier von "Initialisierung"), und dann versucht wird, die Verbindung des Empfängers zu den beobachteten Satelliten nicht abreißen zu lassen, damit die Mehrdeutigkeiten nicht neu bestimmt werden müssen ("Neuinitialisierung"). Die Gefahr eines solchen Abrisses ist besonders groß in der Nähe großer Bäume oder Gebäude, welche die Satellitensignale vor der Antenne "abschatten". Nach der Initialisierung werden einzumessende Punkte aufgesucht und aus Beobachtungen weniger Epochen bestimmt. Initialisierung und Neuinitialisierung kann mit Hilfe von raffinierten Algorithmen mittlerweile auch in der Bewegung (sozusagen im Fluge, engl.: on-the-fly, OTF) stattfinden, oder man initialisiert auf Punkten mit bekannten Koordinaten oder auch mit einer definierten Basislinie an der Referenzstation, allerdings schränkt dies bereits wieder die Flexibilität des Verfahrens ein.

RTK ist das Echtzeit-Pendant zu Stop & Go. Hierbei werden die Daten bzw. Korrekturen von der Referenzstation mit Hilfe von Datenfunk oder GSM (Mobiltelefon) an die Rover-Station übertragen, deren Funkempfänger

die Daten zum Auswerteprozessor weiterleitet, wo die Berechnung der Relativpositionierung mit Trägerphasen ausgeführt wird.

Beide Verfahren dienen zur Registrierung der Ergebnisse für die aufgesuchten Punkte, wohingegen die Daten während der Bewegung von Punkt zu Punkt nicht gespeichert werden. Die Anzahl an beobachtbaren Satelliten sollte hier mindestens 6 betragen, damit die OTF-Algorithmen funktionieren. Für eine schnellere und sicherere Bestimmung der Mehrdeutigkeiten empfiehlt sich übrigens auch der Einsatz von Zweifrequenzempfängern. Entfernungen von mehr als 10 km von der Referenzstation sind bei den hier verwendeten einfachen Fehlermodellen in der Auswertung nicht möglich, zudem begrenzt der Datenfunk bei RTK-Systemen den Abstand.

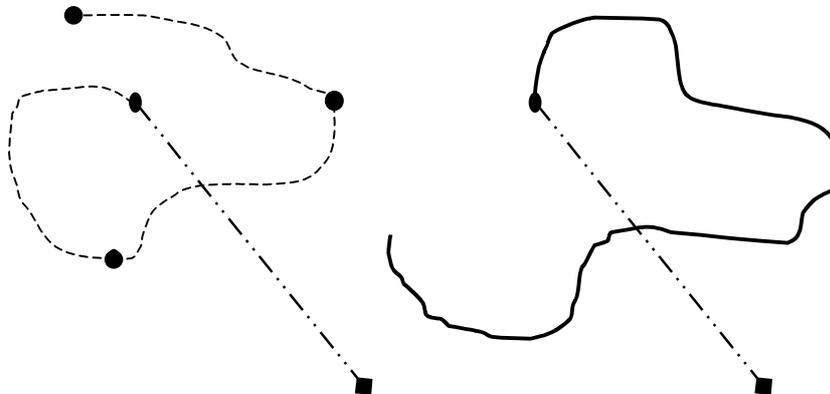


Abb. 4.3:

Links: Beobachtungsverfahren "Stop & Go" oder "RTK" mit einer Referenzstation und einem Rover, der verschiedene Punkte nacheinander beobachtet.

Rechts: Beobachtungsverfahren "kinematic" mit einer Referenzstation und einem Rover, der die Bestimmung einer kontinuierlichen Bewegung im Raum zulässt.

#### 4.4 Kinematic

Bei dieser trägerphasenbasierten Navigation wird im Grunde wie bei Stop & Go und RTK vorgegangen, nur daß nach der Initialisierung nicht spezielle Punkte aufgesucht, sondern die gesamte Bewegung, also die Koordinaten (und Geschwindigkeiten etc.) zu jeder Meßepoche berechnet und registriert werden. Speziell hier darf es nicht zu einem Abriß der Satellitenverbindung kommen, da eine Neuinitialisierung (z.B. bei der Flugnavigation) schwierig werden und nur noch on-the-fly erfolgen kann. Die Genauigkeiten sind etwas niedriger, da jede Position nur noch auf den Beobachtungen zu einer Meßepoche beruht. Lassen sich die Mehrdeutigkeiten nicht lösen, kann man nur noch Genauigkeiten von wenigen dm erwarten.

Ein Problem bei hochdynamischen Anwendungen ist oft die zeitliche Auflösung der berechneten Trajektorie, die den Abstand einer Position zur nächsten festlegt. Heute verfügbare professionelle Empfänger bieten bereits oft eine Registrierrate von 10 Hz oder mehr.

#### 4.5 DGPS- und Standalone-Navigation

Diese Verfahren zur Navigation und Positionierung sind zwar wesentlich ungenauer als die Verfahren, die auf Trägerphasenbeobachtungen basieren, doch müssen keine Mehrdeutigkeit gelöst werden und es können somit

bereits ab der ersten simultan beobachteten Epoche Positionen berechnet werden. Diese Vorteile und auch die geringere anfallende Datenmenge machen die Verfahren leichter realisierbar und robuster.

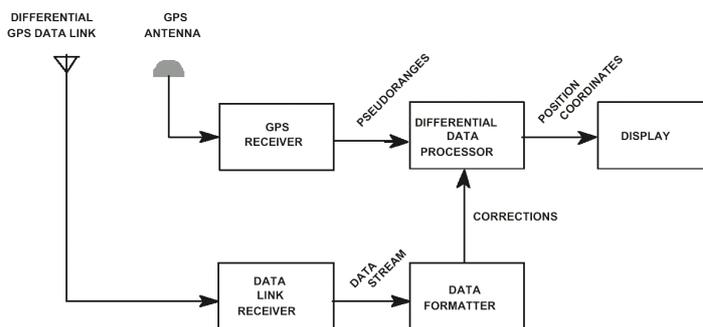


Abb. 4.4:

Aufbauschema einer Rover-Station für DGPS-Navigation

## 5. Nutzung und Umfeld

### 5.1 Referenzstationsnetze, Dienste

#### 5.1.1 Globale und regionale passive Referenzstationsnetze

Der International GPS Service **IGS** ist ein Dienst, der von der International Association of Geodesy (IAG) eingerichtet wurde und im Jahre 1994 offiziell startete. Er basiert auf einem Verbund von mittlerweile mehr als 200 GPS-Permanentstationen, mehreren globalen und regionalen Datenzentren, sieben Analysezentren, aus einem Analysezentren-Koordinator und einem Zentralbüro. Rund 70 weltweit verteilte Organisationen und Institutionen tragen zu diesen Aktivitäten bei. Auf die via Internet frei abrufbaren Daten und Produkte wird in Kapitel 5.2 eingegangen. Die Tendenz bei der Verfügbarkeit der Daten geht in Richtung "near real time" (wenige Stunden nach der Messung), bleibt jedoch nur im Postprocessing-Bereich nutzbar. Der IGS nutzt die Daten zur Bestimmung und Laufendhaltung moderner Realisierungen von Referenzsystemen und damit verbundener geodätischer und geophysikalischer Parameter sowie zur Berechnung präziser Bahnen der GPS-Satelliten (Kapitel 5.2).

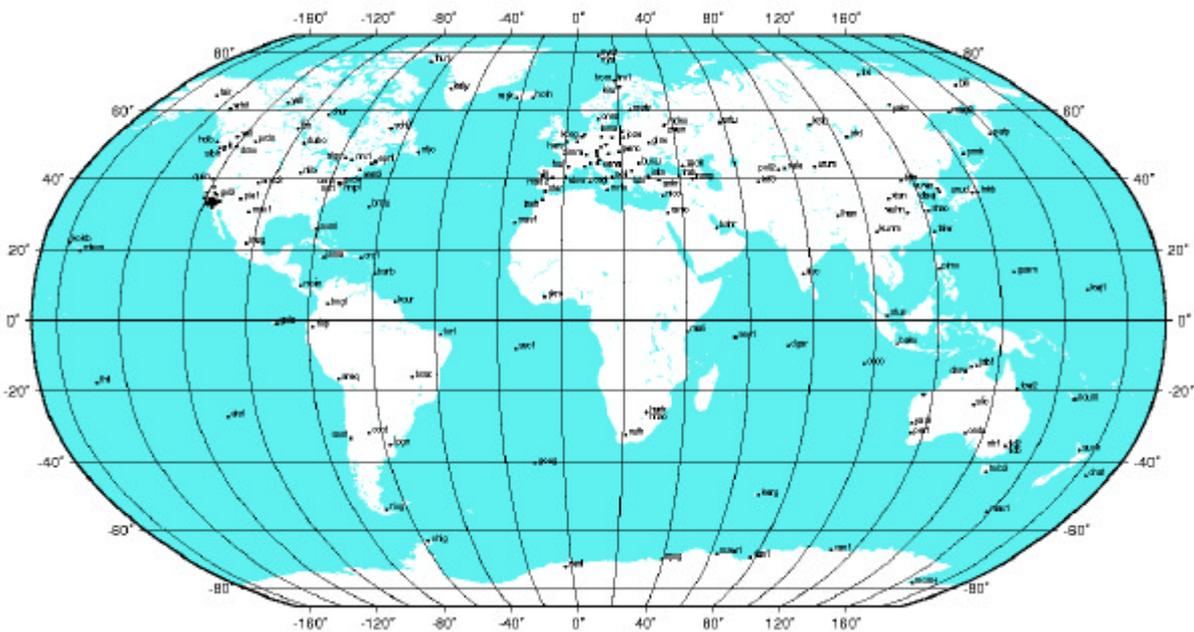


Abbildung 5.1: Globale Verteilung von 200 Beobachtungsstationen des International GPS Service (IGS)

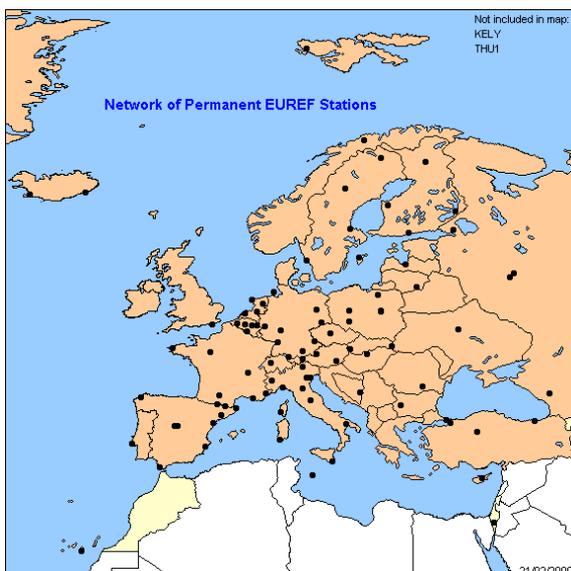


Abbildung 5.2: Verteilung der Beobachtungsstationen des EUREF-Permanent-Netztes

Als eine Verdichtungsstufe des globalen IGS-Stationspolyeders kann das Permanentnetz der **EUREF**-Subkommission der IAG betrachtet werden. Hier findet sich eine vergleichbare Organisations- und Analysestruktur; es werden Beobachtungen auf rund 90 Stationen gesammelt und von 12 Analysezentren ausgewertet, deren Ergebnisse dann zu den entsprechenden Produkten kombiniert werden (siehe Kapitel 5.2). Zu den Aufgaben zählen neben einem europäischen Beitrag zu IGS und IERS (Internationaler Erdrotationsdienst) vor allem die Laufendhaltung und Überwachung der Realisierung des europäischen Referenzsystems ETRS89, auf das sich auch die Koordinaten der SAPOS-Stationen beziehen.

Für die Stationen beider Permanentnetze stehen Koordinaten im jeweils aktuellen ITRF zur Verfügung. Die Beobachtungsdateien enthalten Pseudorange- und Trägerphasenbeobachtungen auf beiden Frequenzen.

### 5.1.2 Regionale und lokale aktive Referenzstationsnetze

Die Referenzstationsnetze des IGS und EUREF liefern Daten zum Download für Postprocessing-Zwecke. Will man DGPS-Navigation treiben oder RTK-Systeme einsetzen, benötigt man aktive Referenzstationsnetze, die per Funk Korrekturen bzw. Beobachtungsdaten entweder terrestrisch oder via Satellit aussenden. Beispiele für terrestrische DGPS-Dienste sind **EUROFIX**, **SAPOS** und **by/S@T**. Letzterer ist bisher auf Baden-Württemberg und Bayern beschränkt und konzentriert sich auf einen RTK-tauglichen Dienst mit Zentimetergenauigkeit, während **SAPOS** mehrere Dienste mit allen denkbaren Genauigkeitsklassen und Übertragungstechniken anbieten kann. Auf diese zwei Dienste wird hier nicht weiter besonders eingegangen, da **SAPOS** im Rahmen dieses Symposiums ausführlich erläutert wird. Der Unterschied im hochpräzisen Echtzeitdienst soll jedoch kurz angeschnitten werden: Ein wesentliches Element des **SAPOS-HEPS** (Hochpräziser Echtzeit-Positionierungsservice) und des **by/S@T**-Dienstes ist die Vernetzung der Referenzstationen: Bei **SAPOS** werden die aus der Echtzeitauswertung der Daten der vernetzten Referenzstationen flächig gewonnenen Korrekturen dem Rover-Empfänger des Nutzers übersendet und dieser muß damit seine Beobachtungsdaten wegen der entfernungsabhängigen Fehlereinflüsse korrigieren, um auch noch bei großer Distanz zur Referenzstation eine Mehrdeutigkeitslösung erzielen zu können. Bei **by/S@T** wird eine virtuelle Referenzstation in unmittelbarer Nähe des Roverempfängers simuliert, deren gesendete Daten bereits so korrigiert sind, daß der Rover-Empfänger eine gewöhnliche RTK-Lösung berechnen kann, wie wenn die Referenzstation tatsächlich in seiner Nachbarschaft wäre. Um solche Dienste für hochgenaue Positionierung nutzen zu können, benötigt man teure Empfänger für Trägerphasenmessungen.

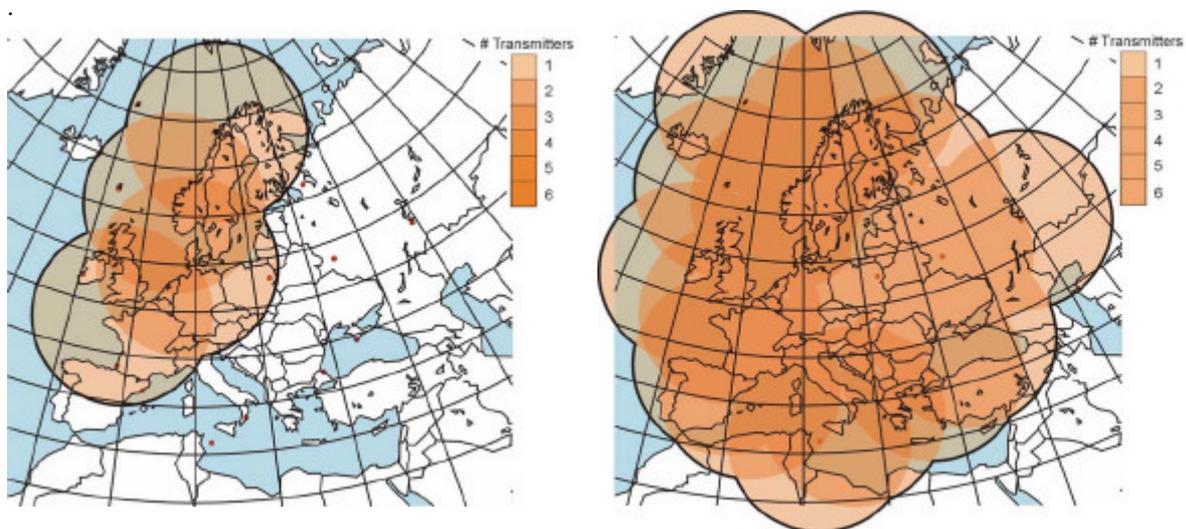
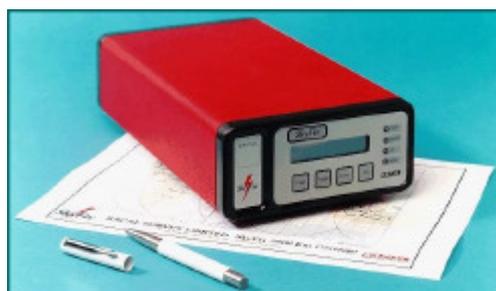


Abbildung 5.3: Verfügbarkeit von EUROFIX in der Testphase (links) und nach einem Ausbau über alle europäischen Loran-C- und Chayka-Stationen (rechts).

EUROFIX ist ein Radionavigations- und Kommunikationssystem, das eine Weiterentwicklung der bereits bestehenden Loran-C und Chayka-Stationen (terrestrische 2D-Longwellen-Radionavigationsysteme mit einer Genauigkeit von 100 bis 300 m). Diese sollen bis in eine Entfernung von 1000 km u.a. DGPS-Korrekturen abstrahlen. Das System ermöglicht eine Relativpositionierung mit einer Genauigkeit von 2.3 m in 95% bzw. von 5 m in 100% aller Fälle. Im Gegensatz zu den meisten anderen Systemen (wie auch **SAPOS**) werden bei diesem System die Daten nicht nach dem international anerkannten Standard RTCM SC104 2.0 (siehe Kap. 5.3.3) übertragen. Das System befindet sich noch in der Erprobungsphase.

### 5.1.3 Globale aktive Referenzstationsnetze

**Racal SkyFix** betreibt ein Netz von 80 Referenzstationen, deren Koordinaten im Referenzrahmen ITRF92 (Epoch 1994.0) angegeben sind und die von zwei permanent bemannten Netzkontrollzentren überwacht werden.



Die Korrekturdaten werden von geostationären Kommunikationssatelliten (Inmarsat) im Format RTCM SC104 2.0 abgestrahlt und können mit entsprechendem Equipment empfangen und decodiert werden. Die erreichbare Genauigkeit liegt bei 2 m, die Aufdatierungsrate der Korrekturdaten bei weniger als 5 Sekunden. Das System ist bereits operationell.

Abbildung 5.4: Racial SkyFix Empfänger und Decoder

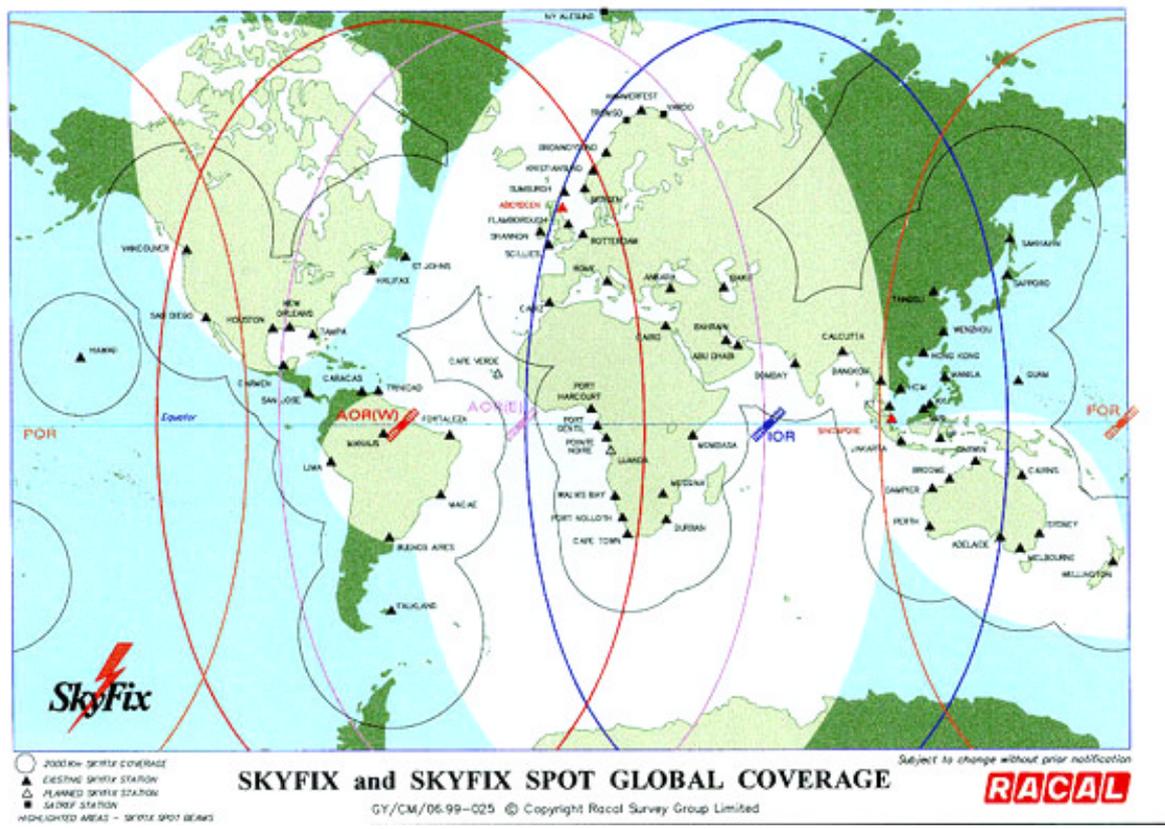


Abbildung 5.5: Verfügbarkeit von Racal SkyFix.

**Fugro Omnistar** betreibt 70 Referenzstationen weltweit, die von 3 Netzkontrollzentren überwacht werden und womit eine Abdeckung von 95% erreicht wird. Es sind spezielle Satellitenempfänger notwendig, die den Zugriff auf unterschiedliche Services zulassen, die über 9 verschiedene geostationäre Satelliten (Europa: EMS) im Format RTCM SC104 2.0 abgestrahlt werden. Es wird eine Genauigkeit bis zum Sub-meter versprochen, die das Resultat einer Korrekturberechnung nach dem Konzept der virtuellen Referenzstation ist. Auch dieses System ist bereits operationell.



Abbildung 5.6: Omnistar-fähiger Empfänger und Decoder der Firma Starlink

**Woher kann ich Informationen zu Referenzstationsnetzen und DGPS-Diensten beziehen?**

IGS - International GPS Service  
 Permanent EUREF Network

<http://igs.cb.jpl.nasa.gov/>  
<http://homepage.oma.be/euref/eurefhome.html>

Permanent DGPS in Europa (Übersicht)  
 EUROFIX  
 Racal SkyFix  
 Fugro Omnistar

<http://www.agrs.nl/europe/index.html>  
<http://www.eurofix.tudelft.nl/>  
<http://www.skyfix.com/>  
<http://www.omnistar.com/>

DGPS in Deutschland (Übersicht, incl. SAPOS)  
 SAPOS der AdV in Deutschland  
 by/S@T

[http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/Info\\_dgp.cgi?de](http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/Info_dgp.cgi?de)  
<http://www.adv-online.de/produkte/sapos.htm>  
<http://www.bysat.de>

## 5.2 Produkte internationaler Organisationen

Die wenigsten GPS-Anwender sind mit der Berechnung von Reference Frames oder der Bestimmung geophysikalischer Parameter befaßt. Doch ist der eine oder andere einmal mit großen Punktentfernungen oder mit der Einbindung seiner Meßergebnisse in einen modernen Reference Frame konfrontiert. Oder er erhält bzw. liefert Meßdaten in einem standardisierten Format. Dann kommt er automatisch mit Produkten und Nebenprodukten von IERS und IGS in Berührung. Diese sollen im folgenden kurz angerissen werden.

### 5.2.1 Ephemeriden, Satellitenuhrparameter (, Erdrotationsparameter)

Die **Broadcast-Ephemeriden (BE)** sind in einem (*pseudo*-)raumfesten Bezugssystem gegeben, dargestellt in Keplerelementen, deren Änderungsraten und Störungstermen bzgl. einer Referenzeпоche. So sind leicht längere Bahnstücke darstellbar und es genügt eine Aufdatierung alle 1 bis 2 Stunden. Für die Auswertung der GPS-Messungen müssen die Keplerelemente in geozentrisch-kartesische Koordinaten XYZ im *erdfesten* Bezugssystem WGS84 umgerechnet werden.

Die **Präzisen Ephemeriden (PE) des IGS** sind von vorneherein in geozentrisch-kartesischen Koordinaten XYZ in [km] (evtl. plus Geschwindigkeiten in [dm/sec] ) in einem *erdfesten* Bezugssystem angegeben, i.a. in Dateien für einen Tag, im **Format SP3** und in einer Rate von 15 Minuten. Sie beziehen sich auf das jeweils aktuelle ITRF, im Augenblick auf das **ITRF97** (demnächst auf das ITRF2000). Zusätzlich wird je Epoche der **Satellitenuhrfehler** in [ $\mu\text{sec}$ ] angegeben (evtl. plus Änderungsraten in [ $0.1 \mu\text{sec}/\text{sec}$ ] ), welcher bei Verwendung von kommerzieller double difference Software i.a. nicht benötigt wird. Die Vorteile der präzisen Ephemeriden liegen in der erheblich höheren Genauigkeit.

Außerdem werden in separaten Dateien **Erdrotationsparameter (ERP)** für den entsprechenden Tag mit zur Verfügung gestellt, d.h. Polkoordinaten  $X_p, Y_p$  bzgl. des IERS-Referenzpols und die Änderung der Erdrotationsrate. Anwender kommerzieller GPS-Software brauchen und können i.a. keine ERP einbringen. Wissenschaftliche Software benötigt sie, wenn die GPS-Satellitenbewegung im raumfesten inertialen Referenzrahmen (ICRF) statt im erdfesten (WGS84 oder ITRF97, ...) beschrieben werden soll.

Das Angebot des IGS besteht aus hochpräzisen prädierten und aus noch genaueren nachträglich zur Verfügung gestellten Ephemeriden und Satellitenuhrfehlern unterschiedlicher Qualität und Verfügbarkeit.

Ephemeridentyp	Berechnungszyklus	Verfügbarkeit	Genauigkeit
<b>IGS Predicted (IGP)</b>	Tägliche Lösung	spätestens 30 min. vor Tagesbeginn	0.5 m
<b>IGS Rapid (IGR)</b>	Tägliche Lösung	spätestens 2 Tage nach Beobachtungstag	$\leq 0.10$ m
<b>IGS Final (IGS)</b>	Wöchentliche Lösung	11 Tage nach Ende der Beobachtungswoche	$\leq 0.05$ m
<b>Broadcast (BE)</b>		in Echtzeit	2.5 ... 3.0 m

Tabelle: IGS-Ephemeridenprodukte im Vergleich zu den von den Satelliten abgestrahlten Ephemeriden

Die Genauigkeit der Satellitenuhrfehler erreicht bei den IGS Rapid bzw. Final Produkten 0.5 ns bzw. 0.3 ns.

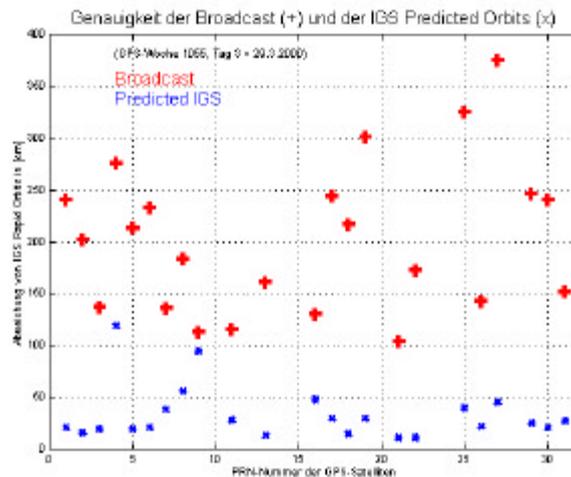


Abbildung 5.7: Genauigkeitsvergleich der Broadcast- mit den IGS Predicted Orbits für die GPS-Woche 1055

## Wann benötige ich Präzise Ephemeriden des IGS ?

Ephemeridentyp	Ephemeridenfehler	Basislinienfehler aus Ephemeridenfehler-Einfluß	
Broadcast Ephemeriden	2.50 m	0.100 ppm	10 mm / 100 km
IGS Predicted (IGP)	0.50 m	0.020 ppm	2 mm / 100 km
IGS Rapid (IGR)	0.10 m	0.004 ppm	0.4 mm / 100 km
IGS Final	0.05 m	0.002 ppm	0.2 mm / 100 km

## Woher kann ich Präzise Ephemeriden beziehen?

Orbits (und ERP) des IGS - IGP, IGR, IGS(final) nach GPS-Woche sortiert: <http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/product/>  
 Orbits (und ERP) des IGS - IGR, IGS(final) nach GPS-Woche sortiert: <ftp://igs.ifag.de/ORBITS/>  
 IGP am GIBS: [http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/eph\\_igp.cgi?de](http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/eph_igp.cgi?de)  
 IGR am GIBS (igrwwwwd.sp3), Tagesberichte: [http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/eph\\_igr.cgi?de](http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/eph_igr.cgi?de)  
 IGS(final) am GIBS (igswwwwd.sp3), Wochenberichte: [http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/eph\\_igs.cgi?de](http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/eph_igs.cgi?de)

## 5.2.2 ITRF: Koordinaten und Geschwindigkeiten von Punkten des IERS und IGS

ITRFs sind Koordinatenlösungen des IERS aus Messungen unterschiedlicher Systeme (SLR, VLBI, GPS, ...) aus bestimmten Jahren auf global verteilten Stationen des IERS- und des IGS-Netzes. Als solche sind sie Realisierungen / Materialisierungen des ITRS, an die über IGS-Stationen und deren Messdaten direkt angeschlossen werden kann. Es existieren folgende Lösungen (mit zunehmender Anzahl der eingebundenen Stationen):

ITRF88	ITRF89	ITRF90	ITRF91	ITRF92	ITRF93	ITRF94	ITRF96	ITRF97	Reference Frame (Lösung)
	≤ 20 cm		≤ 10 cm	≤ 5 cm		≤ 3 cm	≤ 2 cm		Genauigkeit
			1.1.93	2.1.94	1.1.95	30.6.96	1.3.98	1.8.99	Verwendung für IGS-PE seit

Demnächst wird das ITRF2000 berechnet. Sobald es verfügbar wird, ist damit zu rechnen daß die Präzisen Ephemeriden des IGS auf diesen Frame bezogen werden.

Auch der GPS-Systembetreiber profitiert von IERS und IGS:  
 Der Frame WGS84 (G730) wurde 1993 auf 1 dm genau in das ITRF91 Epoche 94.0 eingemessen und eingerechnet und seit 29.6.94 für die Broadcast-Ephemeriden verwendet. Solch eine Prozedur wurde 1996 mit dem Frame WGS84 (G873) wiederholt, welches man auf 5 cm genau in das ITRF94 Epoche 97.0 brachte. Vor dieser Anbindung an das ITRF (über IGS-Punkte) war der Frame des WGS84 (GPS) nur auf rund 1 m genau definiert.

Die ITRFs beinhalten die geozentrisch-kartesische **Koordinaten XYZ** der beteiligten Stationen in [m] sowie deren Änderungsraten, also deren **Geschwindigkeiten** in [m/Jahr]. Letztere liegen im Schnitt bei 1 ... 3 cm/Jahr, Punkte auf derselben tektonischen Platte (z.B. Mitteleuropa) sollten in etwa dieselben Individualgeschwindigkeiten haben. Diese Individualgeschwindigkeiten lassen Transformationen von einer Epoche (z.B. Bezugsepoche) in eine andere zu. Die Bezugsepoche der Lösungen ist 1988.0, seit dem ITRF93 die Epoche 1993.0 und seit dem ITRF96 die Epoche 1997.0.

Zusätzlich berechnete und zur Verfügung gestellte Parameter lassen **Transformationen** von einem Reference Frame in den anderen zu (z.B. vom ITRF94 in das ITRF89) und zwar für die dafür angegebene Bezugsepoche. Für die **Transformation in das ETRS89** Epoche **89.0** (Datumsdefinition des EUREF und seiner Teillösungen sowie seiner Verdichtungen wie z.B. das DREF) sind allerdings andere Transformationsparameter notwendig, welche gemeinsam mit den Transformationsvorschriften separat bereit gestellt werden.

Für den Austausch von Teillösungen, aus welchen letztendlich ein ITRF gerechnet wird, verwendet das IERS ein mittlerweile auch für Andere (IGS, EUREF-Permanent, ...) zum Standard gewordenen software-unabhängiges **Format SINEX** (Version 1.00). Dieses erlaubt den Austausch bzw. das Speichern von Information wie Koordinaten, Geschwindigkeiten, Ephemeriden, ERP, Troposphärenparameter, sowie dazugehöriger Varianz-Kovarianzmatrizen bzw. Korrelationsmatrizen, Punktexzentrizitäten, Meßsystem-Spezifikationen etc. ... und eignet sich somit auch für Arbeiten in den unterschiedlichen Verdichtungsstufen des ITRF.

## Woher kann ich Koordinatensätze eines ITRF bzw. Transformationsparameter beziehen?

ITRF Lösungen (ITRF92/93/94/96/97/2000): <http://lareg.ensg.ign.fr/ITRF/solutions.html>  
 Vom ITRFyy ins ETRS89 (Spezifikation): <ftp://lareg.ensg.ign.fr/pub/euref/info/guidelines/REF.FRAME.SPECIFV4>

### 5.2.3 Daten von Stationen des IGS und dessen regionalen Verdichtungen

Neben den permanent messenden Stationen des IGS/ITRF-Polyeders (ca. 225 Stationen) gibt es regionale Verdichtungen, deren Daten zu täglichen oder wöchentlichen Lösungen verarbeitet werden. Zu nennen wären z.B. EUREF-Permanent (Europa, ca. 90 Stationen, Auswertung auf 12 assoziierte regionale Analysezentren verteilt, ETRS89 89.0), SIRGAS (Südamerika), Australien, etc. ...

Sie dienen wie weitere Verdichtungen (in Deutschland: GREF<sup>1</sup>) der Überwachung des Reference Frame sowie dem schnellen direkten Zugriff auf diesen. Den unmittelbaren Zugriff auf den zugrundeliegenden Frame erhält man z.B. beim SAPOS-Dienst der AdV durch die abrufbaren sowie über Funk abgestrahlten Daten.

Die Dichte heutiger permanent beobachtender Netze läßt auch eine Bestimmung atmosphärischer Parameter zu, welche insbesondere für andere Geodisziplinen von Interesse sind. So stellt der IGS in Zukunft nicht nur stündliche Ionosphärenkarten, sondern auch Daten zur globalen Verteilung Wasserdampfgehalts in der Atmosphäre zur Verfügung.

Um Meßdaten der IGS-Stationen für globale, regionale oder gar lokale Meßkampagnen nutzen zu wollen, benötigt man i.a. deren Koordinaten und Geschwindigkeiten (IERS), Transformationsparameter (IERS) und Präzise Ephemeriden (IGS). Exzentrizitäten der GPS-Antennen auf den Meßstationen sind in eigens für jede Station erstellte Dateien und in einer Übersichtstabelle vermerkt.

**Die Daten der IGS-Stationen** werden folgendermaßen zur Verfügung gestellt:

Abrufbar ab wann:	1 bis 2 Tage nach Ende des Beobachtungstags
Abrufbar wo:	Globale (z.B. IGN Paris) oder regionale (z.B. BKG) Datenzentren
Aufbewahrung:	etwa 30 Tage, danach evtl. auf Anforderung
Format:	<b>RINEX2/2.10</b> , RINEX compact (Hatanaka), Komprimierung mit UNIX-compress
Registrierrate:	30 sec.
Elevationsmaske:	10° (bzw. 5°)

#### Woher kann ich Datensätze von Messungen auf IGS-Stationen beziehen?

IGS-Verzeichnis mit Beschreibung aller Datenzentren:	<a href="http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/center/data/">http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/center/data/</a>
Globales IGS-Datenzentrum (IGN, France):	<a href="http://igs.ensg.ign.fr/pub/igs/">http://igs.ensg.ign.fr/pub/igs/</a>
Regionales Europäisches IGS-Datenzentrum am BKG:	
Beschreibung:	<a href="http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/igs.cgi?de">http://gibs.leipzig.ifag.de/cgi-bin/igs.cgi?de</a>
FTP-Server:	<a href="ftp://igs.ifag.de/">ftp://igs.ifag.de/</a>
Daten der IGS-Stationen (RINEX2 / compact):	<a href="ftp://igs.ifag.de/outdata/">ftp://igs.ifag.de/outdata/</a>
Beschreibung aller IGS-Stationen (Hardware, Exzentrizitäten, Ansprechpartner, ...):	<a href="http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/station/log/">http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/station/log/</a>
Tabelle der Exzentrizitäten aller IGS-Stationen:	<a href="ftp://ftpserver.oma.be/pub/astro/euref/station/log/">ftp://ftpserver.oma.be/pub/astro/euref/station/log/</a> <a href="http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/station/tie/localtie.tab">http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/station/tie/localtie.tab</a> <a href="ftp://ftpserver.oma.be/pub/astro/euref/station/tie/localtie.tab">ftp://ftpserver.oma.be/pub/astro/euref/station/tie/localtie.tab</a>
(De-)Komprimier-Programme (UNIX-Compress) für DOS:	<a href="http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/software/compress/dos/">http://igs.cb.jpl.nasa.gov/igs/software/compress/dos/</a>

### 5.2.4 Antennen-Phasenzentrumsvariationen

Unter den Nebenprodukten aus der langen Entwicklung des IGS ist noch eines besonders erwähnenswert: Für die Auswertung der im IGS zusammengeführten Daten von Stationen mit unterschiedlichster GPS-Empfänger- und Antennenausstattung ergab sich die Notwendigkeit, die **Phasenzentrumsangaben** bezüglich eines einheitlich definierten Antennenreferenzpunkts (ARP) zusammenzustellen und die **Phasenzentrumsvariationen** bezüglich einer definierten Referenzantenne („*Dorne Margolin T\**“, Kürzel: *AOAD/M\_T*) zu bestimmen. Diese Informationen hat man in einer für alle nutzbaren Datei zusammengefaßt. Die Vereinheitlichung dieser Angaben ermöglicht das Handling unterschiedlicher Antennentypen innerhalb einer Meßkampagne.

Das Einbringen mehrerer Kalibrierungskampagnen führte 1996 zu einer ersten Datei (*igs\_01.pcv*), welche neben mittleren Offsets der Phasenzentren elevations- (aber nicht azimut-) abhängige Phasenzentrumsvariationen für L1 und L2 enthält. Nutzer wissenschaftlicher Software (z.B. Berner GPS Software) können diese Daten bereits in ihre Auswertung einbringen. Hersteller kommerzieller GPS-Software lassen z.T. bereits einen Import solcher Daten zu oder integrieren z.T. eigene Tabellen; allerdings sind diese oft noch sehr inhomogen, enthalten Bezüge zu unterschiedlichen Referenzantennen und schließen selten alle wichtigen Fremdannten ein.

<sup>1</sup> GREF wird vom Bundesamt für Kartographie und Geodäsie (BKG) ausgewertet. Das Netz besteht (neben Stationen des BKG) zur Hälfte aus eingebundenen SAPOS-Stationen.

## Zu den Antennenphasenzentrumsvariationen

Bei der Verwendung von Antennen unterschiedlicher Bauart (z.B. bei Nutzung von fremdbesetzten Permanentstationen) muß man von unterschiedlichem Verhalten der Phasenzentrumsvariationen ausgehen. Es entsteht ein Differenzeffekt bis zu 2 cm und mehr, welcher sich überwiegend auf die Höhenkomponente auswirkt. Bei sehr kurzer Beobachtungszeit kann der volle Einfluß aus der möglichen Variationsdifferenz zum Tragen kommen. Bei langer Beobachtungszeit spielen die Phasenzentrumsvariationen vor allem eine Rolle, wenn Troposphärenparameter in der Ausgleichung der GPS-Beobachtungen mitgeschätzt werden. Troposphärenparameter, Stationshöhen und Phasenzentrumsvariationen lassen sich dabei nur schwer trennen. Dann sind (auch bei langen Beobachtungszeiten) sogar Fehler im mehrere-cm-Bereich in den geschätzten Stationshöhen möglich. Diese Probleme lassen sich lösen, wenn man bekannte Kalibrierwerte für die Phasenzentrumsvariationen einbringt.

VENDOR	MODEL #	DESCRIPTION	(AVE) YR/MO/DY
[north] [ east] [ up ]			AVE = # in average
[90] [85] [80] [75] [70] [65] [60] [55] [50] [45]			L1 Offset (mm)
[40] [35] [30] [25] [20] [15] [10] [ 5] [ 0]			L1 Phase at Elevation (mm)
[north] [ east] [ up ]			L2 Offset (mm)
[90] [85] [80] [75] [70] [65] [60] [55] [50] [45]			L2 Phase at Elevation (mm)
[40] [35] [30] [25] [20] [15] [10] [ 5] [ 0]			
TRIMBLE	TRM22020.00-GP	Mod. 22020 without g.plane	( 4) 96/06/30
3.1	0.9	86.6	
0.0 0.2	0.4 1.2 2.5	3.6 4.5 5.1 5.6 5.8	
5.5 5.0	4.2 2.7 0.6	-1.5 -2.6 0.0 0.0	
1.2	-0.1	81.7	
0.0 0.0	0.5 1.2 2.0	2.9 3.5 3.9 4.3 4.7	
4.9 4.5	3.5 2.2 1.0	-1.1 -4.8 0.0 0.0	
LEICA	LEISR399_INT	SR299/SR399 int. antenna	( 4) 96/06/30
3.1	-0.2	113.1	
0.0 0.5	1.0 2.0 3.3	4.5 5.7 7.1 8.5 9.0	
8.3 7.0	5.8 4.7 3.4	1.8 0.8 0.0 0.0	
1.3	-3.5	117.2	
0.0 0.2	0.4 0.8 1.5	2.6 3.6 4.2 4.5 5.0	
5.3 5.0	3.8 2.5 1.4	-0.8 -5.1 0.0 0.0	

Abbildung 5.8: Auszug aus dem Antennen-Kalibrationsdatensatz des IGS, Referenzantenne: AOAD/M\_T

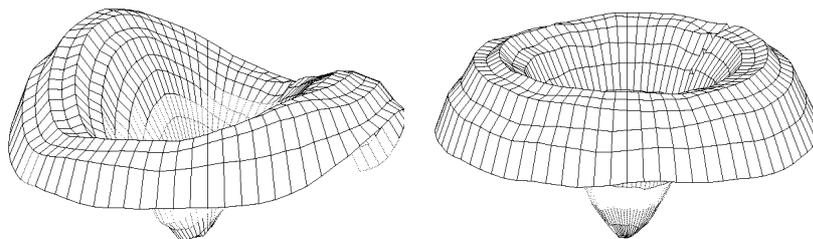


Abbildung 5.9:

Aus Kalibrationsdaten erzeugte azimuth- und elevationsabhängige "Sombrero Plots" von Phasenzentrumsvariationen zweier GPS-Antennen für den Einsatz geodätisch präziser Empfänger. Rein qualitative Darstellung; die Höhenvariation liegt im Bereich von rund 2 cm.

## Woher kann ich Infos zu Antennenkalibrationen beziehen?

Phasenzentrumsvariationen, IGS

[http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/igs\\_01.pcv](http://igscb.jpl.nasa.gov/igscb/station/general/igs_01.pcv)

Phasenzentrumsvariationen, National Geodetic Survey (USA)

<http://www.grdl.noaa.gov/GRD/GPS/Projects/ANTCAL/>

## Allgemeine Internet-Adressen zu den Produkten internationaler Organisationen

IERS WWW-Server:

<http://hpiers.obspm.fr/>

IGS WWW-Server, ftp-Server:

<http://igscb.jpl.nasa.gov/>

IGS ftp-Server, europäischer Mirror:

<ftp://igs.ensg.ign.fr/pub/igscb/>

Bundesamt für Kartographie und Geodäsie (BKG):

<http://www.ifag.de/>

GPS Informations- und Beobachtungssystem des BKG:

<http://gibs.leipzig.ifag.de>

EUREF Permanent Network Information System:

<http://homepage.oma.be/euref/eurefhome.html>

## 5.3 GPS-Hardware und -Software, Datenformate

In allen Anwendungsgebieten ist man mit einer Fülle von Hard- und Softwareangeboten konfrontiert. Diese unterscheiden sich bzgl. Anwendung, Preis, erreichbarer Genauigkeit, etc.

### 5.3.1 GPS-Hardware

GPS-Empfänger unterscheiden sich hinsichtlich Größe, Bedienbarkeit und Anwendungszweck (Navigation, Zeitübertragung, Geodäsie / Vermessung), technisch hauptsächlich in der Verfügbarkeit von Codes und Frequenzen (C/A-Code, L1-Trägerphasen und C/A-Code, L1- und L2-Trägerphasen und C/A, etc.), Anzahl der Kanäle pro Frequenz und Code, DGPS-Fähigkeit, Messdatenspeicher, Stromversorgung, Schnittstellen (RTCM, NMEA, externe Uhr, 1 PPS Zeitsignal, etc.) oder auch in der optionalen Ausrüstung zur hochpräzisen Real-Time-Kinematic Relativpositionierung (RTK).

Während mehrere hundert GPS-Empfängermodelle auf dem Markt sind, gibt es GLONASS-Empfänger erst vereinzelt. Die gekoppelte Variante GPS+GLONASS wäre ein höchst leistungsfähiges Messsystem, da die doppelte Anzahl an Satelliten eine ungeheure Redundanz verspricht. Funktionstüchtige Empfänger sind bereits am Markt vorhanden (z.B. von Ashtech oder Javad), ebenfalls geodätische Software zur gemeinsamen Auswertung.

Während Chipmodule oder Handheld-Empfänger für Pseudorange Navigation inklusive DGPS-Fähigkeit im Preisbereich von rund 100 US\$ angesiedelt sind, überschreiten die Empfänger mit Trägerphasenmessung schnell die Grenze von 5000 US\$ und können bei geodätischen Zweifrequenz-Empfängern 20000 bis 30000 US\$ erreichen. Grundsätzlich gilt: Je höher die Genauigkeitsanforderungen, desto aufwendiger und teurer die Hardware.



Abbildung 5.10: GPS/DGPS-Chip der Firma µBlox, GPS-Uhr von Casio, Handheld GPS/DGPS-Empfänger von Garmin und das RTK-fähige geodätische Zweifrequenz-System mit integriertem Datenfunk von Leica (v.l.n.r.)

Die Empfänger bestehen im wesentlichen aus Empfangseinheit, Signal- und Datenprozessor, Datenspeicher und -schnittstellen, Anzeigeeinheit, Antenne, Stromversorgung und eventuell Datenfunkempfänger (für DGPS bzw. RTK). In Navigationssystemen wird GPS auch mit weiteren Sensoren kombiniert, z.B. mit Drehratensensoren, Beschleunigungsmessern, Odometern oder mit anderen unabhängigen Radionavigationssystemen wie LORAN-C.

Im allgemeinen zeichnen sich heute Empfänger durch mindestens 6 parallele Empfangskanäle, DGPS-Fähigkeit (RTCM-Eingang) und digitale Positionsabgabe (NMEA-Ausgang) aus. Spezielle hardwaretechnische Konfigurationen ergeben sich aus den unterschiedlichen Einsatzgebieten.

### 5.3.2 GPS-Software

Auch hier ist zwischen den unterschiedlichen Anwendungsgebieten zu unterscheiden. Zunächst soll in der folgenden Graphik kurz der Grobaufbau einer GPS Postprocessing Software dargestellt werden.

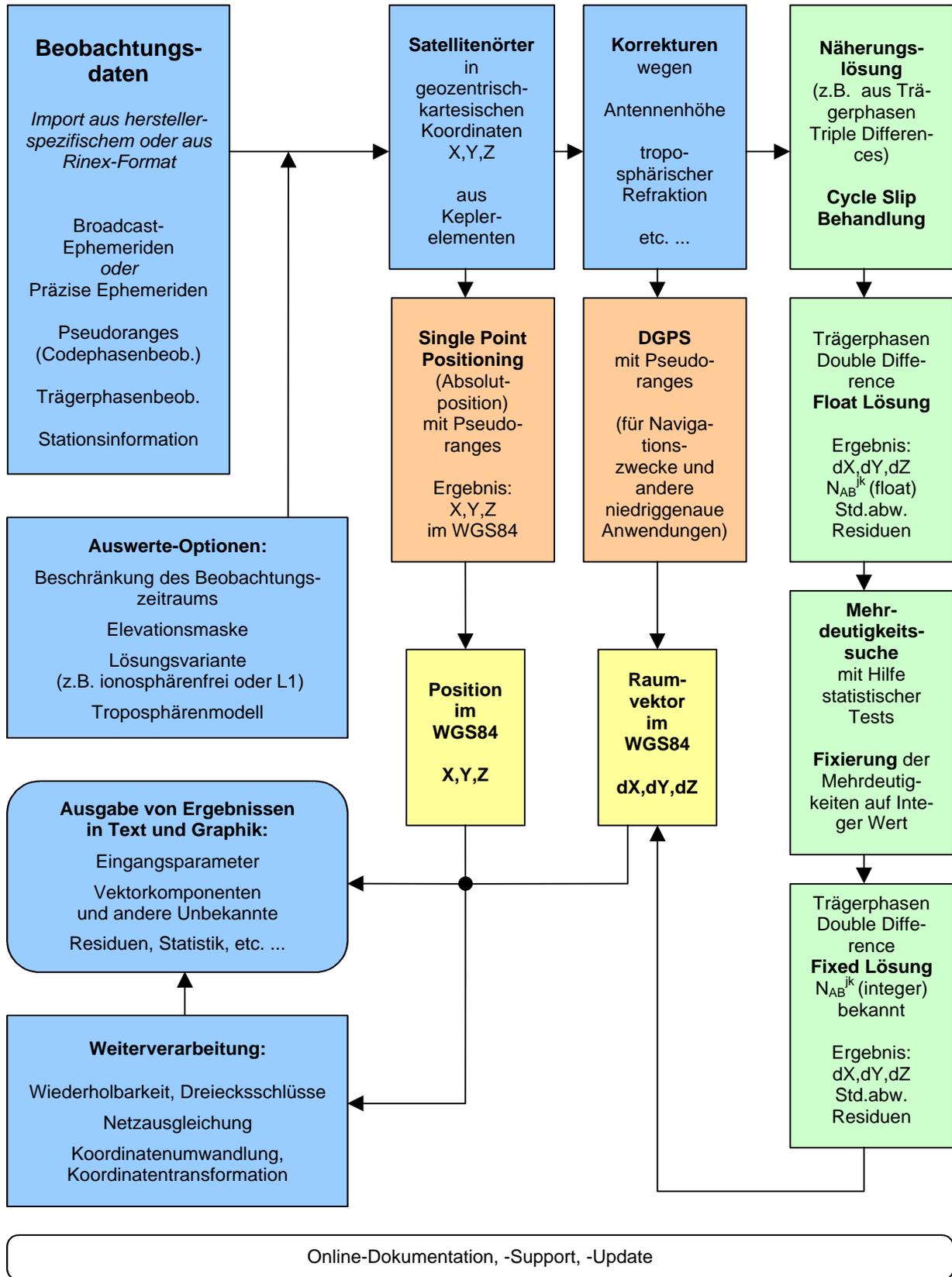


Abbildung 5.11: Vereinfachtes Aufbauschema einer kommerziellen geodätischen GPS Postprocessing Software

Für niedriggenaue Anwendungen im Bereich einfacher Informationssysteme oder Kartendarstellungen, für die eine Pseudorange-DGPS-Lösung genügt, fallen mehrere der in der Graphik aufgeführten Module weg und gleichzeitig werden zusätzliche Module zur Kartendarstellung, Datenbankverwaltung der Vektorkomponenten bzw. Koordinaten etc. ergänzt. Meist steht auch eine Planungssoftware zur Verfügung, um auch für schwierige Beobachtungsverhältnisse Aussagen beispielsweise über die Mindestbeobachtungszeit treffen zu können.

Zur Ausstattung der Empfänger zählen dagegen schon eher die Programme zum Herunterladen der Beobachtungsdaten bzw. im Fall von RTK der Ergebnisse vom Empfänger oder Feldrechner auf den PC im Büro, wo diese dann weiterverarbeitet werden sollen. Diese Daten liegen dann im allgemeinen in einem binären hersteller-spezifischen Format vor, aus dem sie mit Hilfe von entsprechender Konvertierungssoftware auch in das empfan-gerunabhängige Datenaustauschformat RINEX (s.u.) umgewandelt werden können.

Bei DGPS- und RTK-Systemen ist eine echtzeitfähige Auswertesoftware bereits im Rover-System enthalten. Diese berechnet aus den von einer Referenzstation übermittelten Daten bzw. Korrekturen sofort die Position. Da hierbei wegen des zeitkritischen Aspekts auf Effizienz geachtet und somit auf ausgefeilte Algorithmen und Fehlermodelle verzichtet werden muß, wird die erreichbare Genauigkeit geringer sein. Man erhält Basislinien bzw. Vektorkomponenten, die erst im Postprocessing zu einem Netz zusammengefügt werden können.

Da mit zunehmender Entfernung des Rover von der Referenz auch das Rauschen der (z.B. doppelt differenzier-ten) Beobachtungen zunimmt, wird nicht nur die Positionsgenauigkeit geringer, sondern es entstehen von vorneherein Schwierigkeiten bei der Bestimmung der Mehrdeutigkeiten. Besonders der Einfluß der ionosphärischen Refraktion mit seinen kurzzeitigen Variationen ist von Bedeutung. Bei vernetzten Referenzstationen lassen sich beinahe in Echtzeit Korrekturen (siehe Kap. 5.1) für die zeit- und entfernungsabhängigen Fehlereinflüsse be-rechnen, die dann per Datenfunk an die Rover übertragen werden können und somit eine entsprechende Korrek-tur der Daten und somit auch bei größeren Entfernungen noch die Bestimmung der Mehrdeutigkeiten zulassen. Diese Bestimmung der Mehrdeutigkeiten kann bei moderner RTK-Empfängersoftware in der Bewegung erfol-gen: man spricht dann von einer Lösung der Mehrdeutigkeiten "im Fluge" - engl.: on-the-fly, oder kurz: OTF. Die dieser Methode zugrundeliegenden Algorithmen finden im Zusammenhang mit der Auswertung von kine-matischen oder stop&go-Beobachtungen auch in der Postprocessing Software Anwendung.

### Woher kann ich Informationen zu Hardware und Software beziehen?

Trimble Navigation Limited	<a href="http://www.trimble.com/">http://www.trimble.com/</a>
Magellan Corporation	<a href="http://www.magellangps.com/">http://www.magellangps.com/</a>
Magellan Corporation, Ashtech Precision Products	<a href="http://www.ashtech.com/">http://www.ashtech.com/</a>
Garmin Corporation (Handhelds)	<a href="http://www.garmin.com/">http://www.garmin.com/</a>
Spectra Precision AB	<a href="http://www.geotronics.se/gps.shtml">http://www.geotronics.se/gps.shtml</a>
Spectra Precision terraSat (Software)	<a href="http://www.terrasat.de/">http://www.terrasat.de/</a>
Leica Geosystems	<a href="http://www.leica-geosystems.com/">http://www.leica-geosystems.com/</a>
NovAtel	<a href="http://www.novatel.ca/">http://www.novatel.ca/</a>
Javad Positioning Systems	<a href="http://www.javad.com/">http://www.javad.com/</a>
Allen Osborne Associates, Inc.	<a href="http://www.aoa-gps.com/">http://www.aoa-gps.com/</a>
Geo++ (Software)	<a href="http://www.geopp.de/">http://www.geopp.de/</a>
Philips Car Systems (Telematik)	<a href="http://www.carin.com/">http://www.carin.com/</a>
ComRoad (Telematik)	<a href="http://www.comroad.com">http://www.comroad.com</a>
Motorola GPS Products (Module, OEM)	<a href="http://www.motorola.com/ies/GPS/products/">http://www.motorola.com/ies/GPS/products/</a>
Rockwell (Module, OEM)	<a href="http://www.collins.rockwell.com/">http://www.collins.rockwell.com/</a>
µ-blox AG (Module, OEM)	<a href="http://www.u-blox.ch/">http://www.u-blox.ch/</a>
SiRF (Module, OEM)	<a href="http://www.sirf.com/">http://www.sirf.com/</a>
Sony Semiconductors (Module, OEM)	<a href="http://www.sel.sony.com/semi/wireless.html">http://www.sel.sony.com/semi/wireless.html</a>
Hersteller und Dienstleister ( <b>Linkliste</b> von R. Langley, Canada)	<a href="http://gauss.gge.unb.ca/manufact.htm">http://gauss.gge.unb.ca/manufact.htm</a>

### 5.3.3 Datenformate

Für den Austausch von Daten sind die bereits genannten **Formate** für die Ephemeriden (**SP3**, ursprünglich vom NGS entwickelt), für GPS-Rohdaten (**RINEX 2.10**, **RINEX compact**) sowie für Koordinaten und Ergebnisse (**SINEX 1.00**) von den verantwortlichen Gremien in IERS und IGS für diese Gruppierungen offiziell zum Stan-dard erklärt worden. RINEX z.B. ist mittlerweile auch für den Rest der GPS-Anwendergemeinschaft wegen der vielfältigen Formate der kommerziellen Hard- und Softwarehersteller zum üblichen Austauschformat geworden und gilt bereits als *de-facto-Standard* für die gesamte GPS-Nutzergemeinschaft. SINEX könnte folgen.

Für den Datentransfer bei Echtzeitanwendungen haben sich die Formate **RTCM** und **NMEA** durchgesetzt.

## RINEX2 / 2.10

Die wesentlichen zwei Typen von RINEX-Dateien sind die Beobachtungsdateien, deren Name mit .yyo (yy steht für das Jahr der Beobachtung) endet, sowie die Navigationsdateien, deren Name mit yyn endet. Die Beobachtungsdateien enthalten nach einem Dateikopf mit Stationsinformation die rohen unkorrigierten Pseudorange und Trägerphasenbeobachtungen; manchmal werden diesen auch Doppler-Beobachtungen beigelegt. Die Navigationsdateien enthalten alle relevanten Informationen zu den beobachteten Satelliten, so vor allem die Satellitenuhrfehler in einer Polynomialentwicklung sowie die Keplerelemente und Störparameter der Satellitenbahn. Die Beobachtungsdateien lassen sich vor einer binären Kompression noch in ASCII auf rund ein Drittel komprimieren: Dies erreicht man mit einer Umwandlung in **Compact RINEX** (nach HATANAKA).

2		OBSERVATION DATA		GPS		RINEX VERSION / TYPE	
GEOTRACER GPS Decoder Ver. 2.2		10-Apr-2000, 00:15		PGM / RUN BY / DATE		MARKER NAME	
WTZR		14201M010		MARKER NUMBER		OBSERVER / AGENCY	
Automatic		BKG-Wetzell		3.3.32.2		REC # / TYPE / VERS	
T318-U		AOA SNR-8000 ACT		ANT # / TYPE		APPROX POSITION XYZ	
400		AOAD/M_T NONE		ANTENNA: DELTA H/E/N		# / TYPES OF OBSERV	
4075613.4181		931854.9198		4801597.7394		INTERVAL	
0.0710		0.0000		0.0000		TIME OF FIRST OBS	
1 1 0		5 Cl P1 P2 L1 L2		2000 4 9 0 0 0.000000		TIME OF LAST OBS	
30		2000 4 9 23 59 30.000000		END OF HEADER		00 4 9 0 0 0.0000000 0 10G01G02G04G08G10G13G16G18G19G24	
25397079.02404		25397078.02604		25397085.13804		1615897.74304 1259218.36504	
24468141.13805		24468140.84005		24468148.50905		-2840312.57405 -2213218.11905	
24951110.41005		24951109.99905		24951121.56005		528126.98415 411531.38015	
20040165.47909		20040164.80809		20040167.13309		-26630872.18709 -20751263.32109	
21126711.47309		21126710.69609		21126714.38709		-20985394.13709 -16352240.89909	
20508629.18309		20508629.32809		20508630.09309		-24791383.98609 -19317918.76709	
25381421.93004		25381423.83104		25381430.75704		1707099.83704 1330254.63204	
22019862.38009		22019861.80509		22019865.47109		-16589403.99709 -12926746.08509	
21939456.54809		21939455.96009		21939459.67409		-10272310.26809 -8004374.34309	
22962754.26307		22962753.67307		22962758.86107		-11900592.20907 -9273176.23807	
00 4 9 0 0 30.0000000 0 10G01G02G04G08G10G13G16G18G19G24		25415020.06705		25415019.26105		25415024.99505 1710178.73705 1332684.03305	
24449595.40206		24449595.14106		24449602.43406		-2937772.46806 -2289160.66306	
24971124.80904		24971126.50404		24971135.71804		633304.80114 493487.48514	
20034104.95609		20034104.30009		20034106.72209		-26662719.77809 -20776079.60209	
...		...		...		...	

Abbildung 5.12: Auszug aus einer GPS-Beobachtungsdatei im RINEX2-Format

## SP3

Ephemeridendateien vom Typ SP3 enthalten Positionen aller Satelliten als geozentrisch-kartesische Koordinaten im augenblicklich gültigen ITRF (oder selten auch im WGS84) im zeitlichen Abstand von 15 Minuten.

#aP2000 4 8 0 0 0.00000000 96 ORBIT ITR97 HLM IGS										Informationen zu Reference Frame, Satelliten und Genauigkeit; Angaben zur Prozessierung
## 1056 518400.00000000 900.00000000 51642 0.000000000000										
+ 27 1 2 3 4 5 6 7 8 9 10 11 13 14 15 16 17 18										
+ 21 22 23 24 25 26 27 29 30 31 0 0 0 0 0 0 0										
...										
++ 0										
%c cc cc ccc ccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc										
%c cc cc ccc ccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc cccc										
%f 0.0000000 0.000000000 0.00000000000 0.000000000000000										
%f 0.0000000 0.000000000 0.00000000000 0.000000000000000										
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0										
%i 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0 0										
/* RAPID ORBIT COMBINATION FROM WEIGHTED AVERAGE OF:										
/* cod esa gfz igu jpl sio usn										
/* REFERENCED TO GPS CLOCK AND TO WEIGHTED MEAN POLE:										
/* CLK ANT Z-OFFSET (M): II/IIA 1.023; IIR 0.000										
* 2000 4 8 0 0 0.0000										
P 1 591.705919 25967.615136 5626.884729 123.848437										
P 2 24067.656472 9356.923352 -6707.081252 -198.526862										
P 3 -12991.589185 16616.178012 16087.145974 101.764399										
P 4 25109.267858 -5040.735812 -7362.243234 774.343521										
P 5 -5214.416763 -19077.398500 -17786.125800 245.973181										
P 6 -6746.369788 -22145.970872 12946.322459 1.552533										
P 7 15069.524323 2910.775425 -21381.091994 113.660421										
P 8 21074.529291 3282.719264 15655.439293 707.993063										
P 9 7167.508391 -17895.455894 -18277.526559 -39.296902										
P 10 13092.459410 -8532.752305 21515.734141 49.267632										
...										
P 30 -16267.502557 -19191.528926 -8735.806802 -16.231694										
P 31 -6401.868498 24853.939686 5933.812630 41.932152										
* 2000 4 8 0 15 0.0000										
P 1 293.287793 26406.465279 2825.555348 123.711558										
...										
...										

Abbildung 5.13: Auszug aus einer IGS-Ephemeridendatei im SP3-Format

## NMEA 0183

Der NMEA 0183 Standard for Interfacing Marine Electronics Devices der US-amerikanischen National Marine Electronics Association ist ein Industriestandard, der in seiner ersten Version (01) aus dem Jahre 1983 stammt (83). Er definiert die elektrischen Signalanforderungen, das Datenübertragungsprotokoll und spezifische Satzformate für eine serielle Schnittstelle bei einer Übertragungsrate von 4800 baud. Der Standard wurde von Zeit zu Zeit überarbeitet und stammt in seiner letzten Version 2.30 aus dem März 1998. Neben vielen für uns unwichtigen Satzformaten aus unterschiedlichsten Marineanwendungen enthält er z.B. folgende:

**GGA** (Global Positioning System Fix Data), **GLL** (Geographic Position, Latitude/Longitude), **ALM** (GPS Almanac Data), **GSA** (GPS DOP and Active Satellites), **GSV** (GPS Satellites in View), etc. ...

Diese erlauben die Übertragung von Positions- und Zusatzinformation aus GPS- bzw. DGPS-Empfängern per Kabel oder Funk, um diese weiterverarbeiten oder, z.B. in Verbindung mit einer Landkarte, auf einem Bildschirm darstellen zu können. Nachfolgend ist ein Beispiel des Satzformats GGA angegeben:

```
$GPGGA,1.70834,4124.8963,N,08151.6838,W,1,05,1.5,280.2,M,-34.0,M, ,*75
-----
Zeit   Breite   Länge   #Sat
```

## RTCM SC104 2.0, 2.1, 2.2

Das Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee No. 104 hat 1985 Empfehlungen für einen Standard zur Übertragung von DGPS-Korrekturen vorgestellt. Er enthält Definitionen der Datenelemente, der Zeitintervalle zwischen Übertragungen, der Datensegmentgrößen, sowie Einheiten und Auflösung der zu übertragenden Parameter, deren Format in verschiedenen Datentypen (1 bis 16 und folgende) festgelegt ist. Nach einigen Überarbeitungen wurde 1990 die Version 2.0 veröffentlicht, die bis heute den Standard bei den weniger genauen Pseudorange-Anwendungen darstellt. Um für die höhergenauen Anwendungen wie RTK auch rohe Beobachtungen und andere zusätzliche Parameter übertragen zu können, wurde 1994 eine Erweiterung der Version 2.0 auf die Version 2.1 vorgestellt. Bei dieser sind vor allem die neuen Datentypen 18 bis 21 herauszustellen, welche die Übertragung unkorrigierter Pseudorange- und Trägerphasenmessungen und dazugehöriger Korrekturen ermöglichen. In der 1998 veröffentlichten Version 2.2 lassen weitere Ergänzungen zur Integration von Datumsangaben etc. die Nutzung für andere Satellitennavigationssysteme wie GLONASS zu und machen RTCM SC104 zu einem Standard für DGNSS-Anwendungen ganz allgemein.

Message type number	Current status	Title	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	Bit No.
			Preamble			Message type (Frame ID)			Station ID						Parity						Word 1												
			Modified Z-count						Sequence No.		Length of frame		Station health		Parity						Word 2												
1	Fixed	Differential GPS Corrections	S*	UDRE**	Satellite ID						Pseudorange correction						Parity						Words 3, 8, 13, or 18										
2	Fixed	Delta Differential GPS Corrections	Range-rate correction			Issue of data			S*	UDRE**	Satellite ID		Parity						Words 4, 9, 14, or 19														
3	Fixed	Reference Station Parameters	Pseudorange correction						Range-rate correction			Parity						Words 5, 10, 15, or 20															
4	Retired	Surveying	Issue of data			S*	UDRE**	Satellite ID		Pseudorange correction (upper byte)						Parity						Words 6, 11, 16, or 21											
5	Tentative	Constellation Health	Pseudorange correction (lower byte)			Range-rate correction			Issue of data						Parity						Words 7, 12, 17, or 22												
6	Fixed	Null Frame	Range-rate correction			Issue of data			Fill			Parity						Words N+2 if NS = 1, 4, 7, or 10															
7	Fixed	Beacon Almanacs	Issue of data			Fill			Parity						Words N+2 if NS = 2, 5, 8, or 11																		
8	Tentative	Pseudolite Almanacs																															
9	Fixed	Partial Satellite Set Differential Corrections																															
10	Reserved	P-code Differential Corrections (all)																															
11	Reserved	C/A-code L1, L2 Delta Corrections																															
12	Reserved	Pseudolite Station Parameters																															
13	Tentative	Ground Transmitter Parameters																															
14	Reserved	Surveying Auxiliary Message																															
15	Reserved	Ionosphere (Troposphere) Message																															
16	Fixed	Special Message																															
17	Tentative	Ephemeris Almanac																															
18	Tentative	Uncorrected Carrier-Phase Measurements																															
19	Tentative	Uncorrected Pseudorange Measurements																															
20	Tentative	RTK Carrier-Phase Corrections																															
21	Tentative	RTK Pseudorange Corrections																															
22-58	—	Undefined																															
59	Tentative	Proprietary Message																															
60-63	Reserved	Multipurpose Usage																															

\* Scale factor      \*\* User differential range error

Abbildung 5.14: Datentypen des DGPS-Datenübertragungsformats RTCM 2.1 (links) und Beispiel für den Typ 1 (aus: *GPS-World 3/1996*)

## Woher kann ich Formatbeschreibungen beziehen?

RINEX2/2.10-Format, SINEX 1.00, SP3-Format:  
RINEX-Compact (Hatanaka):

<http://igsceb.jpl.nasa.gov/igsceb/data/format/>  
<http://igsceb.jpl.nasa.gov/igsceb/software/rnxcmp/>

RTCM Organisation  
Bezug der RTCM-Dokumentation

<http://www.rtcn.org/>  
<http://www.navcen.uscg.mil/marcomms/othrcoms/RTCM-Pub.pdf>

Peter Bennett's NMEA-0183 Seite  
Beschreibung verschiedener NMEA-Satztypen  
Bezug der NMEA-Dokumentation

<http://vancouver-webpages.com/pub/peter/>  
<http://pandora.inf.uni-jena.de/ttbb/gps/types.txt>  
<http://www.nmea.org/0183.htm>

## 5.4 Anwendungen

Vor allem die Miniaturisierung der Elektronik bewirkt, daß GPS in immer mehr Bereichen des täglichen Lebens Einsatz findet und dabei immer weniger augenfällig ist. GPS-Empfänger in Form von Chip-Modulen, Platinen oder PC-Cards tauchen mittlerweile in Kameras, Uhren und Handys auf. In den USA müssen in Zukunft alle Handys mit einem Ortungssystem ausgerüstet sein, damit im Notfall nach Anwahl einer Notrufnummer den Rettungsdiensten sofort die exakte Position des Hilferufenden übermittelt werden kann. Nachfolgend soll kurz die Breite des Einsatzspektrums von GPS anhand einiger markanter Beispiele aufgezeigt werden.

### 5.4.1 Navigation für die Telematik in Kraftfahrzeugen

Intelligent Transport Services (ITS), Mobile Online Services, Automatic Vehicle Location (AVL) und ähnlich lauten die Fachtermini, die in diesem Zusammenhang ständig genannt werden. Hierbei handelt es sich um nichts



Abbildung 5.15:  
GPS-gestütztes Telematiksystem des ADAC

anderes als um dynamische Informationssysteme, die zur Positionsbestimmung auf GPS zurückgreifen. Beispielsweise bieten Autovermietungen wie Hertz oder Avis in ihren Leihwagen bereits solche Systeme an, die nicht nur Navigations- und Verkehrsinformationssysteme sowie den Empfang allgemeiner Informationen rund um die befahrene Strecke zur Verfügung stellen, sondern zudem Unfall-, Personen- und Diebstahlschutz (s.u.) und das Internet in die Fahrzeuge des Autovermieters bringen. Das im Fahrzeug installierte Endgerät ist hierfür online mit einer Telematik-Zentrale verbunden. Speditionen nutzen solche Systeme für ihr Flottenmanagement. Einfachere Produkte beschränken sich auf die reine Navigation und unterstützen den Fahrer mit akustischen Hinweisen und Kartendarstellungen. Die erforderliche Genauigkeit läßt i.allg. einen Verzicht auf DGPS-Korrekturen zu, doch machen vor allem innerstädtische Abschattungen des GPS-Signals den Einbau zusätzlicher Sensoren wie Odometer und Drehratensensor erforderlich.

Für die Ortung gestohlener Kraftfahrzeuge kombiniert man den GPS-Empfänger mit einem GSM-Modul, einem Microcontroller und einer Wegfahr-

### 5.4.2 Automatische Navigation von Flugzeugen

Bis heute werden Verkehrsflugzeuge meist über sogenannte Luftstraßen, also über eine Lenkung von Funkfeuer zu Funkfeuer, zu ihrem Reiseziel geleitet. Damit werden umständliche "Haken" abgeflogen und der Luftverkehr

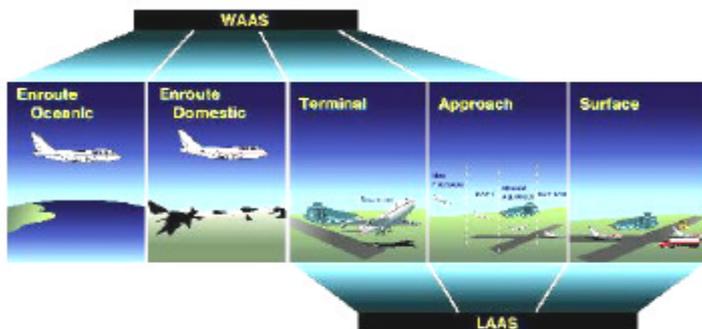


Abbildung 5.16: Die auf DGPS basierenden Dienste WAAS und LAAS der US Federal Aviation Administration (FAA)

wird in diesen Bereichen unnötig verdichtet. GPS dient bisher nur als ergänzendes Navigationssystem. Es würde jedoch eine Flächennavigation erlauben und so Zeit und Kerosin sparen und Emissionen vermeiden helfen. Mit DGPS kann ein präziser Landeanflug sogar unter Nullsichtbedingungen ("Blindlandungen") realisiert und die Flugfeldführung optimiert werden. Unter dem Stichwort "wide area augmentation system" (WAAS) wird von den USA ein Dienst für die Luftfahrt entwickelt, der den großräumigen Flugverkehr mit DGPS-Korrekturen, System-Zuverlässigkeits- und

Verfügbarkeitsinformationen versorgen soll, während für den flughafennahen Bereich entsprechende Systeme mit höheren Genauigkeits- und Sicherheitsanforderungen unter dem Stichwort "local area augmentation system" (LAAS) in Erprobung sind. Hier spielt die Ausfallsicherheit die größte Rolle und für eine präzise Blindlandung ist eine Genauigkeit in der Höhenkomponente von unter 1 m gefragt, wünschenswerterweise 30 cm.

### 5.4.3 Einsatz in der Landwirtschaft

GPS/DGPS-Komponenten auf landwirtschaftlichen Maschinen liefern hier die notwendigen Koordinaten für die Steuerung einerseits sowie die digitale Dokumentation andererseits bei der Düngemittel- und Saatgutausbringung, bei der Ernte (standortspezifische Anpassung der Saatstärke, Ertragskartierung) oder der Herbizidausbringung. Flächenvermessung, Bodenmaterial-, Nährstoff-, Unkraut- und Verdichtungskartierungen werden heute bereits mit DGPS-Systemen durchgeführt und auch ein Flottenmanagement mit GPS-Unterstützung für Maschinenringe ist angedacht. Die Entwicklung von sogenannten "Field Robots" erlaubt eine Entlastung der Maschinenführer und ermöglicht den Bau leichter Maschinen, die eine geringere Bodenverdichtung zur Folge haben.



gung, bei der Ernte (standortspezifische Anpassung der Saatstärke, Ertragskartierung) oder der Herbizidausbringung. Flächenvermessung, Bodenmaterial-, Nährstoff-, Unkraut- und Verdichtungskartierungen werden heute bereits mit DGPS-Systemen durchgeführt und auch ein Flottenmanagement mit GPS-Unterstützung für Maschinenringe ist angedacht. Die Entwicklung von sogenannten "Field Robots" erlaubt eine Entlastung der Maschinenführer und ermöglicht den Bau leichter Maschinen, die eine geringere Bodenverdichtung zur Folge haben.

Abbildung 5.17: DGPS-Empfänger in einer Mähdrescherkabine (rechts oben am Dach) (aus: Profi - magazin für agrartechnik, GPS special)

### 5.4.4 Weitere Navigations- und Ortungsanwendungen

GPS findet Einsatz in der Containerlokalisierung in Häfen, bei der Lokalisierung von Schienenfahrzeugen, bei der Schiffsnavigation (mit DGPS auch in Kanälen) bei der akustischen Führung von Blinden, im Natur- und Landschaftsschutz. Im militärischen Sektor, für den GPS ursprünglich entwickelt worden war, findet sich GPS in Fahr- und Flugzeugen, Schiffen, Gefechtsköpfen, Raketen usw. wieder. Zudem hat das Militär mit seiner GPS-Ausrüstung Zugriff auf den P-Code und ist im Gegensatz zum zivilen Nutzer auch nicht von den Effekten der sogenannten Selective Availability (SA) betroffen, wodurch sich eine Positionierung auf wenige Meter genau erreichen lässt - und das ohne DGPS.



Abbildung 5.18: Y-Code-GPS-Empfänger von Rockwell für Artilleriemunition

### 5.4.5 GPS in der Vermessung, Geodäsie und weiteren wissenschaftlichen Disziplinen

In der Vermessung wird überwiegend Relativpositionierung mit Trägerphasen betrieben, da hier hohe Genauigkeitsanforderungen, meist im Zentimeterbereich, bestehen. Beobachtet wird i.allg. statisch oder im RTK-Modus. Typische Anwendungen sind dabei die Anlage von Punktfeldern zur Etablierung eines einheitlichen Bezugsrahmens für die Durchführung nachfolgender Vermessungsaufgaben, die Vermessung bestehender Anlagen und Objekte für Katasterzwecke oder Betriebsdokumentation etc. (allgemein: Geocodierung für Informationssysteme wie GIS) sowie die Absteckung von geplanten Anlagen und Objekten im Rahmen von Bauvorhaben. In der Ingenieurvermessung sind hochpräzise GPS-Lösungen für die Überwachung beispielsweise von Staudämmen, Hangrutschungen oder Vulkanen (Stichwort: Deformationsmessungen) gefragt.

Die Photogrammetrie nutzt GPS zur Passpunktkoordinierung und zur Bestimmung der sogenannten äusseren Orientierung (also zur kinematische Positionierung und Orientierung der Aufnahmekammer im Raum).

Die rasante Entwicklung der wissenschaftlichen Software und der Permanentstationsnetze des IGS und dessen Verdichtungen wie EUREF-Permanent haben zu neuen Erkenntnissen und Produkten in Geodäsie und Geodynamik sowie in den benachbarten Geodisziplinen geführt: So bestehen heute global einheitliche Grundlagen für geodätische Netze mit einer Qualität von rund 2 cm (siehe ITRF / EUREF / DREF), kann aus den mitbestimmten Punktgeschwindigkeiten die Kontinentaldrift (Plattentektonik) abgeleitet werden, wird für die Meteorologen und Atmosphärenphysiker die Verteilung des Wasserdampfgehalts in der Luft sowie die Ionosphärentätigkeit aus der Modellierung der Wellenausbreitung durch die Atmosphäre global berechnet und können Erdrotationsparameter wie Polbewegung und Variation der Tageslänge auch für den hochfrequenten Bereich (sub-tägliche Perioden) abgeleitet werden.

CODE global velocities based on 7 years of data (GPS weeks 0691--1047)

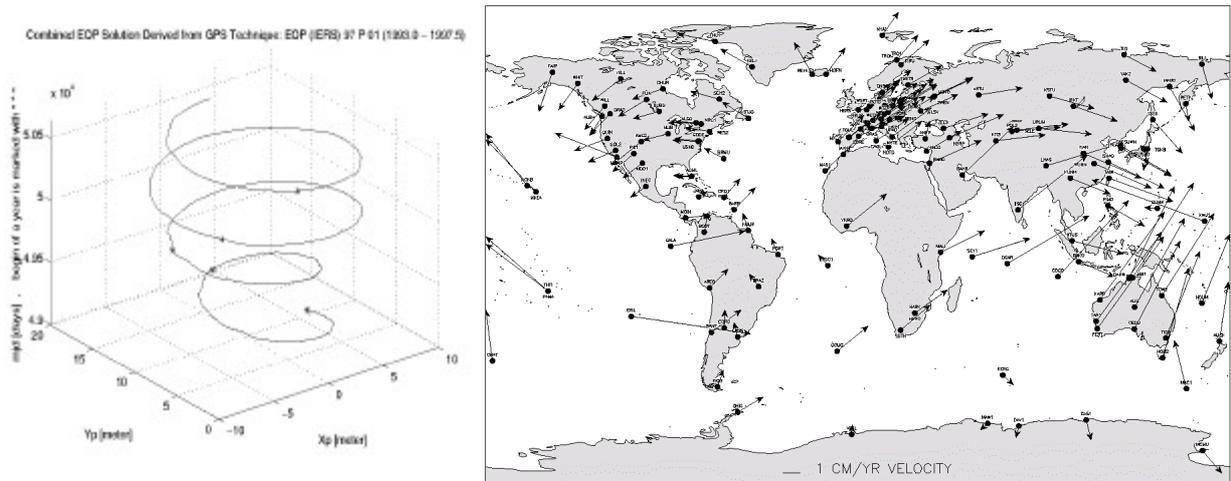


Abbildung 5.19: Änderung des Erdrotationspols über 4.5 Jahre (Langzeitprodukt des IERS), Kontinentaldrift (Kinematik tektonischer Platten) vom CODE in Bern aus GPS-Daten von 7 Jahren berechnet (wenige cm/Jahr)

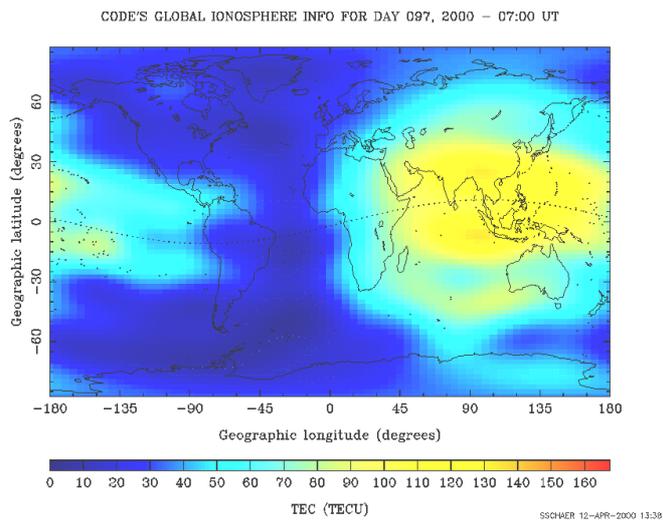


Abbildung 5.20: Karte über die Ionisierung der oberen Schichten der Erdatmosphäre aus GPS-Beobachtungen des IGS für den 6.4.2000, 9 Uhr (Produkt des IGS-Analyseentrums CODE am Astronomischen Institut der Universität Bern)

Für die erdnahe Raumfahrt lassen sich die Satellitenbahnen auf einen Dezimeter oder besser bestimmen.

GPS wird wegen der hohen Stabilität seiner Systemzeitskala auch für die Zeitsteuerung von Maschinen, Computer- und Stromnetzen verwendet, da das System im Gegensatz zu Zeitzeichensendern global verfügbar und von höchster Genauigkeit ist. Zeitübertragung gelingt heute mit einer Genauigkeit im Nanosekundenbereich.

# Literatur und andere Quellen

## Bücher

- Bauer (1997): Vermessung und Ortung mit Satelliten. NAVSTAR-GPS u.a. satellitengestützte Navigationssysteme. 4. Auflage, Wichmann-Verlag Karlsruhe, 280 S.
- Hofmann-Wellenhof, Lichtenegger, Collins (1997): GPS - Theory and Practice. 4. Auflage. Springer-Verlag Wien, 389 S.
- Kaplan (Hrsg.) (1996): Understanding GPS. Principles and Applications. Artech House Publishers, Boston / London, 554 S.
- King, Masters, Rizos, Stolz, Collins (1987): Surveying with GPS. Reprint der 1. Auflage von 1985, Dümmler Verlag, Bonn, 127 S.
- Kleusberg, Teunissen (Hrsg.) (1998): GPS for Geodesy. 2<sup>nd</sup> edition. Springer-Verlag Berlin, 408 S.
- Leick (1995): GPS Satellite Surveying. 2nd Edition. A Wiley-Interscience Publication, John Wiley & Sons, New York, 560 S.
- Seeber (1989): Satellitengeodäsie. 1. Auflage, Walter de Gruyter Verlag Berlin, 489 S., neuere Auflagen nur in Englisch

- GPS-Praxis und Trends '97: Beiträge zum 46. DVW-Fortbildungsseminar vom 29. September bis zum 1. Oktober 1997 am Bundesamt für Kartographie und Geodäsie in Frankfurt am Main. Red.: Gert Riedl u. Hermann Seeger. Schriftenreihe des DVW Bd.35. 1999. Verlag Konrad Wittwer, Stuttgart
- GPS special: Ertragskartierungen im Test, GPS und GIS für Praktiker, Geld verdienen mit GPS, Teilflächentechnik. Profi, Das Magazin für Agrartechnik. 1999. Landwirtschaftsverlag
- Wegweiser Satellitennavigation: GPS-Systembeschreibung, Anwenderbeispiele und Perspektiven. Hrsg.: Base Ten Systems. Unter fachl. Betreuung v. Harry-H. Evers u. Wolfgang Lechner. 1997. TÜV-Verlag

## Zeitschriften

- GPS-World, Advanstar Communications, Cleveland, OH, USA, monatlich, <http://www.gpsworld.com>
- GPS Solutions, John Wiley & Sons, Inc.
- Galileo's World, Advanstar Communications, Cleveland, OH, USA

### Einzelne Artikel in den folgenden Zeitschriften:

- ZfV (Zeitschrift für Vermessungswesen), Artikel-Recherche: <http://www.dvw.de/indexzfv.html>
- AVN (Allgemeine Vermessungsnachrichten), Herbert Wichmann Verlag
- Journal of Geodesy, Springer-Verlag, Berlin

## Ergänzende Weblinks

- |  |   |
|--|---|
| GPS-bezogene Internet Adressen                   | <a href="http://gauss.gge.unb.ca/GPS.INTERNET.SERVICES.HTML">http://gauss.gge.unb.ca/GPS.INTERNET.SERVICES.HTML</a>               |
| GPS Interagency Advisory Council (GIAC)          | <a href="http://www.ngs.noaa.gov/FGCS/">http://www.ngs.noaa.gov/FGCS/</a>   |
| US Coast Guard, GPS                              | <a href="http://www.navcen.uscg.mil/gps/">http://www.navcen.uscg.mil/gps/</a>   |
| University NAVSTAR Consortium (UNAVCO)           | <a href="http://www.unavco.ucar.edu/">http://www.unavco.ucar.edu/</a>   |
| GPS Informations- und Beobachtungssystem des BKG | <a href="http://gibs.leipzig.ifag.de">http://gibs.leipzig.ifag.de</a>   |
| Global Positioning System Overview (Uni Texas)   | <a href="http://www.utexas.edu/depts/grg/gcraft/notes/gps/gps.html">http://www.utexas.edu/depts/grg/gcraft/notes/gps/gps.html</a> |

## Abkürzungen

AdV	Arbeitsgemeinschaft der Vermessungsverwaltungen	ITRF	International Terrestrial Reference Frame
AS	Antispoofing	LAAS	Local Area Augmentation System
BE	Broadcast Ephemeris	NGS	National Geodetic Survey (USA)
BKG	Bundesamt für Kartographie und Geodäsie	NMEA	National Marine Electronics Association
DGPS	Differential GPS	OTF	On-the-fly (Mehrdeutigkeitslösung)
ERP	Erdrotationsparameter	PE	Precise Ephemeris
ETRS	European Terrestrial Reference System	RINEX	Receiver Independent Exchange Format
EUREF	European Reference Frame	RTCM	Radio Technical Commission for Maritime Services
GPS	Global Positioning System	RTK	Real Time Kinematic
GIBS	GPS Informations- und Beobachtungssystem des BKG	SA	Selective Availability
IERS	International Earth Rotation Service	SAPOS	Satellitenpositionierungsdienst (der AdV)
IGN	Institut Geographique National (France)	SINEX	Solution (Software) Independent Exchange Format
IGP	IGS Predicted Ephemeris	SPP	Single Point Positioning
IGR	IGS Rapid Ephemeris	WAAS	Wide Area Augmentation System
IGS	International GPS Service for Geodynamics	WGS84	World Geodetic System