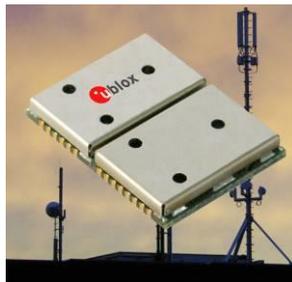




GPS und GNSS: Grundlagen der Ortung und Navigation mit Satelliten

User's Guide



Aktualisiert: Oktober 2011

User's Guide

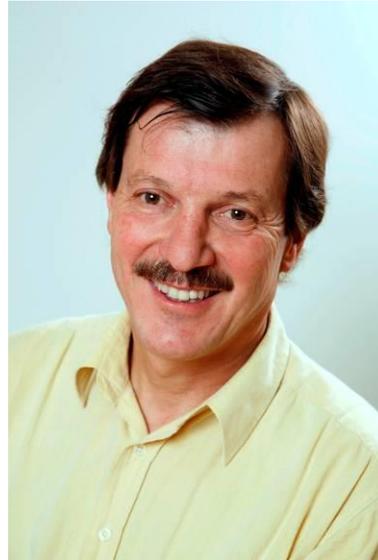
Title	GPS und GNSS: Grundlagen der Ortung und Navigation mit Satelliten		
Subtitle			
Doc Type	User's Guide		
Doc Id	GPS-X-01006-B-Z4		
Revision /Index	Datum	Name	Status / Comments
Mai 2014	20. Mai 2014	Jean-Marie Zogg	Korrektur des Datums SA_abschaltung, Bild 45 (Danke an Jens Dieter)
August 2013	8. August 2013	Jean-Marie Zogg	Datums-Parameter ΔY für Österreich korrigiert (Danke an Rainer Kalliany)
Oktober 2011	24. Okt. 2011	Jean-Marie Zogg	Aktualisierung Abschnitt GALILEO
Oktober 2011	14. Okt. 2011	Jean-Marie Zogg	Ergänzung zum Abschnitt Satellitengestützte Erweiterungssysteme (SBAS: EGNOS, WAAS)
Juni 2011	6. Juni 2011	Jean-Marie Zogg	Erneuerung des Abschnittes 2.3.6 (Umrechnung von Koordinatensystemen)
April 2011	27. April 2011	Jean-Marie Zogg	Aktualisierung Kap. Gauss-Krüger-Projektion und UTM- Projektion
Januar 2011	13. Jan. 2011	Jean-Marie Zogg	Aktualisierung GPS-Modernisierung (Kapitel 4.6), GLONASS, GALILEO, Compass (Beidou) (Kapitel 5) und SBAS (Kapitel 7.5)
November 2010	18. Nov. 2010	Jean-Marie Zogg	Ergänzung mit „Bestimmung der Geschwindigkeit“, Kapitel 6
B-Z4	8. Nov. 2009 2. Dez. 2009	Jean-Marie Zogg	Korrektur Seite 81: gemessene Ankunftszeit exakt 2h 52min 35,357293" Korrektur Seite 46, Tabelle 6: Equivalent isotropically radiated power
B-Z3	5. Januar 2009	Jean-Marie Zogg	Update der Kapitel: Beidou, Glonass, Zeitsysteme Neues Kapitel: Bestimmung der Laufzeit im Detail
B-Z2	15. Nov. 2008	Jean-Marie Zogg	Verschiebung der Kapitel <ul style="list-style-type: none"> • Koordinatensysteme Neue Kapitel: <ul style="list-style-type: none"> • Georeferenzierung von Rasterkarten • Grundlagen der Satellitentechnik • Kompensation des Ionosphäreinflusses durch Zweifrequenzmessung • Konvertierung von NMEA zu KML • Abschaltmöglichkeit und künstliche Verfälschung der Signale (SA) Update der Kapitel: <ul style="list-style-type: none"> • Der Einfluss der Satellitengeometrie auf die Genauigkeit, der DOP-Wert • Assisted-GPS (A-GPS, AGPS) • Die DGPS-Korrekturdaten (RTCM SC-104) • GLONASS, GALILEO und Beidou/Compass • Modernisierung von GPS • DGPS-Dienste für Echtzeitkorrektur • Übersicht über bestehende und geplante SBAS Systeme • Antennen
B-Z1	24. Okt. 2008	Jean-Marie Zogg	Korrektur Fusszeile
B	31. Mai 2006	Jean-Marie Zogg	Update der Kapitel <ul style="list-style-type: none"> • SBAS (WAAS, EGNOS) • GPS Modernisierung • Galileo • High Sensitivity GPS • AGPS
A	18. Dez. 2003	Jean-Marie Zogg	Update der Kapitel <ul style="list-style-type: none"> • Fehlerbetrachtung und DOP • UTM-Projektion • DGPS-Dienste • Proprietären Daten-Schnittstellen • GPS Empfänger
Initial Version	11. Okt. 2001	Jean-Marie Zogg	

We reserve all rights in this document and in the information contained therein. Reproduction, use or disclosure to third parties without express authority is strictly forbidden.

Kontakt

Für weitere Informationen und Meldung von Korrekturen kontaktieren Sie bitte: jean-marie.zogg@hispeed.ch

Vorwort des Autors



Jean-Marie Zogg

My Way

Im Jahre 1990 fuhr ich mit der Bahn von Chur nach Brig im Kanton Wallis. Um mir die Zugfahrt zu verkürzen, hatte ich einige Fachzeitschriften dabei. Beim Blättern einer amerikanischen Publikation stiess ich auf einen Fachartikel über Satelliten. Darin wurde ein neues Ortungs- und Navigationssystem beschrieben. Dieses System, Global Positioning System oder GPS genannt, konnte mit Hilfe einiger US-Satelliten die Position weltweit auf ca. 100m Genauigkeit (*) bestimmen.

Da ich als Sportler und Berggänger schon öfter auf Grund mangelnder Ortskenntnis in prekäre Situationen geraten war, faszinierte mich diese revolutionäre Möglichkeit, mittels eines GPS-Empfängers meine Position bei Nacht und Nebel bestimmen zu können. Nach dem Lesen des Artikels war ich mit dem GPS-Virus infiziert.

Darauf hin begann ich mich näher mit dem Global Positioning System (GPS) und später mit den Globalen Navigation Satelliten Systemen (GNSS) wie Glonass und Galileo zu beschäftigen. An meiner Fachhochschule konnte ich Studenten für dieses Anwendungsfeld begeistern und so entstanden verschiedene Semester- und Diplomarbeiten über GPS bzw. GNSS. Mit dem Gefühl ein wahrer Navigations- und Ortungsexperte zu sein, sah ich mich berufen die frohe Navigationsbotschaft zu verkünden und verfasste für verschiedene Zeitschriften und Zeitungen Fachartikel über die verschiedenen GNSS. Mit der Vertiefung meiner Fachkenntnisse wuchs auch die Begeisterung für das System und damit auch die Infektion durch den GNSS-Virus.

Warum dieses Buch lesen?

Ein GPS- bzw. GNSS-Empfänger bestimmt im Grunde genommen nur folgende vier Messgrößen: Längengrad, Breitengrad, Höhe (über Meer) und Tageszeit. Aus diesen vier Grössen werden weitere Informationen abgeleitet,



z.B. Geschwindigkeit, Kurs, etc. Um neue faszinierende Applikationen zu entwickeln, muss Ihnen die Funktionsweise von GPS und GNSS bekannt sein. Kennen Sie die technischen Hintergründe des GPS, wird es Ihnen gelingen neue Ortungs- und Navigationsgeräte zu entwickeln und einzusetzen. In diesem Buch werden auch die Limitierungen des Systems beschrieben, um Sie vor übertriebenen Erwartungen zu schützen.

Bevor Sie sich endgültig zum Lesen dieser Schrift entschliessen, möchte ich Sie warnen: gegen den GPS- bzw. GNSS-Virus ist noch kein Antibiotika gefunden worden. Sie infizieren sich auf eigenes Risiko!

Wie kam es zu diesem Buch?

Im Jahre 2000 beschloss ich, meine Dozententätigkeit für ein Jahr an der Fachhochschule zu reduzieren, um wieder einen Einblick in der Industrie zu haben. Es war mein Ziel bei einer Firma zu arbeiten, welche sich professionell mit GPS beschäftigt. Bei u-blox ag wurde ich mit offenen Armen aufgenommen. u-blox ag wünschte sich von mir eine Broschüre, welche sie an ihre Kunden abgeben konnte. Aus früheren Artikeln und neu erstellten Kapiteln entstand diese vorliegende Zusammenfassung.

Wunsch

Ich wünsche Ihnen eine erfolgreiche Tätigkeit in der grossen GNSS-Gemeinde und eine gute Navigation durch diesen faszinierenden technischen Bereich. Geniessen Sie das Durchlesen dieses Buches!

Sollten Sie Fehler im Buch entdecken, so teilen Sie es mit bitte mit: jean-marie.zogg@fh-htwchur.ch

Jean-Marie Zogg

Oktober 2001

Juli 2006

Januar 2009

Oktober 2011

(*): Das war im Jahre 1990, heutzutage beträgt die Genauigkeit der Positionsangabe rund 10m!

Inhaltsverzeichnis

Vorwort des Autors.....	3
Prinzip der Ortung und Navigation mit Satelliten	9
1 Ortung und Navigation mit Satelliten, einfach erklärt.....	11
1.1 Prinzip der Signallaufzeitmessung	11
1.1.1 Grundlegendes Prinzip der Satellitennavigation	12
1.1.2 Erzeugung der Laufzeit bei GPS.....	14
1.1.3 Positionsbestimmung in der Ebene	15
1.1.4 Einfluss und Korrektur des Zeitfehlers.....	16
1.1.5 Positionsbestimmung im Raum.....	16
2 Koordinatensysteme	19
2.1 Einleitung	19
2.2 Geoid	19
2.3 Ellipsoid und Datum.....	20
2.3.1 Rotationsellipsoid	20
2.3.2 Lokale bestangepasste Referenzellipsoide und Datum	21
2.3.3 Nationale Referenzsysteme.....	22
2.3.4 Weltweites Referenzellipsoid WGS-84	22
2.3.5 Transformation von lokalen in weltweite Referenzellipsoide	23
2.3.6 Umrechnung von Koordinatensystemen	25
2.4 Ebene Landeskoordinaten, Projektion	26
2.4.1 Gauss-Krüger-Projektion (Transversale-Mercator-Projektion).....	26
2.4.2 UTM-Projektion	27
2.4.3 Schweizer Projektionssystem (konforme Doppelprojektion)	29
2.4.4 Weltweite Koordinaten Umrechnung	30
2.5 Georeferenzierung von Rasterkarten.....	31
2.5.1 Einleitung	31
2.5.2 Grundlagen zur Transformation.....	31
2.5.3 Beispiel (Rasterkarte zu WGS84).....	34
3 Grundlagen der Satellitentechnik	37
3.1 Die Keplerschen Gesetze	37
3.1.1 Das 1. Keplersche Gesetz	37
3.1.2 Das 2. Keplersche Gesetz	38
3.1.3 Das 3. Keplersche Gesetz	38
3.2 Satellitenumlaufbahnen	39
3.3 Bahnhöhe.....	40
3.4 Funkfrequenzen.....	41
3.5 Zeitsysteme.....	42
3.5.1 Atomzeit (TAI)	42
3.5.2 Koordinierte Weltzeit (UTC).....	42

3.5.3	GPS-Zeit	43
3.5.4	Satelliten-Zeit	43
3.5.5	Lokal-Zeit	43

4 Die Technik von GNSS am Beispiel von GPS erklärt.....45

4.1	Beschreibung des gesamten Systems	45
4.2	Weltraumsegment	46
4.2.1	Die Bewegung der Satelliten	46
4.2.2	Die GPS-Satelliten	47
4.2.3	Erzeugung des Satellitensignals	49
4.3	Kontrollsegment	51
4.3.1	Abschaltmöglichkeit und künstliche Verfälschung der Signale (SA)	51
4.4	Benutzersegment	53
4.5	Die GPS-Navigationsnachricht	56
4.5.1	Einleitung	56
4.5.2	Struktur der Informationsnachricht	56
4.6	Modernisierung von GPS	59
4.6.1	Meilensteine der Entwicklung	59
4.6.2	Das neue Modulationsverfahren BOC und MBOC	62
4.6.3	Erneuerung und Erweiterung des Kontrollsegments	65
4.6.4	Zusätzliche Signale und Frequenzen	67
4.6.5	Die neuen Satellitengenerationen	67

5 GLONASS, GALILEO und Compass (Beidou)69

5.1	Einleitung	69
5.2	Das russische System: GLONASS	69
5.2.1	Instandstellung von GLONASS	71
5.3	GALILEO	72
5.3.1	Übersicht	72
5.3.2	Angebotene GALILEO-Dienste	73
5.3.3	Genauigkeit	75
5.3.4	Technik von GALILEO	75
5.4	Das Chinesische System Compass (Beidou)	80

6 Bestimmung von Position und Geschwindigkeit81

6.1	Einleitung	81
6.2	Berechnung der Position	81
6.2.1	Prinzip der Laufzeitmessung (Auswertung der Pseudodistanzen)	81
6.2.2	Linearisierung der Gleichung	84
6.2.3	Lösen der Gleichung	85
6.2.4	Zusammenfassung	86
6.3	Bestimmung der Laufzeit im Detail	86
6.3.1	Zeitsysteme	86
6.3.2	Bestimmung der Laufzeit im Detail	86
6.3.3	Bestimmung der fehlerbehafteten Laufzeit	89
6.3.4	Weitere Einflüsse auf die Laufzeit	90

6.4	Positionierungsfehler und Einfluss der Satellitengeometrie auf die Genauigkeit (der DOP-Wert).....	91
6.4.1	Einleitung	91
6.4.2	Einleitung zum Einfluss der Satellitengeometrie auf die Genauigkeit.....	91
6.4.3	Praktische Bedeutung des DOP-Wertes.....	93
6.4.4	Gesamter Fehler	95
6.4.5	Berechnung der DOP-Werte	96
6.5	Bestimmung der Geschwindigkeit.....	98
6.5.1	Auswertung der Positionsveränderung	98
6.5.2	Auswertung der Entfernungsmessung (Deltarange-Methode).....	98
6.5.3	Auswertung der Dopplerfrequenz-Verschiebung	100
7	GPS verbessert: DGPS, SBAS, A-GPS und HSGPS	103
7.1	Einleitung	103
7.2	Fehlerursachen von GPS	103
7.3	Möglichkeiten zur Verminderung des Messfehlers	104
7.3.1	Einleitung	104
7.3.2	Kompensation des Ionosphäreinflusses durch Zweifrequenzmessung	105
7.3.3	DGPS basierend auf der Laufzeitmessung (C/A-Code).....	106
7.3.4	DGPS basierend auf der Phasenmessung des Trägers (Carrier Phase)	108
7.3.5	Postprocessing DGPS (für Code und Phasenmessung)	108
7.3.6	Verfahren um Korrekturdaten zu übertragen.....	109
7.3.7	Einteilung nach den Ausbreitungsbereich des Korrektursignals.....	109
7.3.8	Standard zur Übertragung der Korrektursignale	110
7.3.9	Übersicht über die verschiedenen Korrekturdienste	111
7.4	DGPS-Dienste für Echtzeitkorrektur	111
7.4.1	Einleitung	111
7.4.2	Terrestrische auf RTCM SC-104 basierende DGPS-Dienste.....	111
7.4.3	Satellitendienste basierend auf RTCM SC-104	112
7.5	Satellitengestützte Erweiterungssysteme (SBAS: EGNOS; WAAS etc.).....	113
7.5.1	Einleitung	113
7.5.2	Wichtigste Funktionen von SBAS	114
7.5.3	Übersicht über bestehende und geplante SBAS Systeme	114
7.5.4	Beschreibung des SBAS-Systems.....	116
7.5.5	EGNOS, das europäische SBAS, detailliert vorgestellt	118
7.6	Geplante RNSS	126
7.7	Assisted-GPS (A-GPS, AGPS)	127
7.7.1	Einleitung	127
7.7.2	Prinzip von A-GPS	127
7.7.3	Referenznetzwerk	129
7.7.4	A-GPS Netzwerk.....	129
7.7.5	A-GPS mit Offline-Hilfsdaten (Predicted Orbits).....	131
7.7.6	Architekturen	131
7.8	High sensitivity GPS (HSGPS).....	134
7.8.1	Stabilere Oszillatoren	134
7.8.2	Antenne, Empfangstufe und Stromverbrauch	134

7.8.3	Korrelatoren und Korrelationszeit	135
7.9	GPS-Repeater bzw. Reradiation Antenna	136
7.10	Pseudolite für Indooranwendungen	136
8	Datenformate und Hardwareschnittstellen	137
8.1	Einleitung	137
8.2	Datenschnittstellen	137
8.2.1	Die Daten-Schnittstelle NMEA-0183	137
8.2.2	Konvertierung von NMEA zu KML	148
8.2.3	Die DGPS-Korrekturdaten (RTCM SC-104)	152
8.2.4	Proprietäre Datenschnittstellen	156
8.3	Hardwareschnittstellen	158
8.3.1	Antenne	158
8.3.2	Speisung	160
8.3.3	Zeitimpuls: 1PPS	160
8.3.4	Umwandlung TTL- zu RS-232- Pegel	160
9	GPS-Empfänger	163
9.1	Grundprinzip von GPS-Handheld-Empfängern	163
9.2	Empfangsmodul für GPS	164
9.2.1	Grundkonzeption des GPS-Moduls	164
9.2.2	Beispiel ANTARIS®4 von u-blox	165
10	Anwendungen von GPS	166
10.1	Einleitung	166
10.2	Beschreibung der verschiedenen Anwendungen	166
10.2.1	Wissenschaft und Forschung	167
10.2.2	Wirtschaft und Industrie	168
10.2.3	Land- und Forstwirtschaft	169
10.2.4	Kommunikationstechnik	169
10.2.5	Standortbezogene Dienste (Location based services LBS)	170
10.2.6	Tourismus / Sport	170
10.2.7	Militär	170
10.2.8	Zeitmessung	171
A	Ressourcen im World Wide Web	172
A.1	Übersichtsberichte und weiterführende Links	172
A.2	Differential-GPS	172
A.3	GPS-Institute	172
A.4	GPS-Antennen	173
A.5	GPS-Newsgroup und GPS-Fachzeitschrift	173
B	Verzeichnisse	174
B.1	Bilderverzeichnis	174
B.2	Tabellenverzeichnis	177
B.3	Quellenverzeichnis	177

Prinzip der Ortung und Navigation mit Satelliten

Um eine geographische Position zu ermitteln, im Gelände zu navigieren bzw. die exakte Zeit zu bestimmen (**PNT: Positioning, Navigation and Timing**) werden oft Satellitensysteme genutzt.

Weltweit sind verschiedene satellitengestützte Positionierungssysteme in Betrieb (z. B. GPS), in Wiederaufbau (z. B. GLONASS) oder geplant (z. B. GALILEO oder Beidou/Compass). Alle Ortungs- und Navigationssysteme werden unter dem Begriff **GNSS (Global Navigation Satellite Systems)** zusammengefasst.

Das bekannteste funktionierende System GPS wird exemplarisch detailliert vorgestellt.

Mit Satellitennavigation können Koordinaten, Höhe und Zeit bestimmt werden. Mit dem **Global Positioning System (GPS, Verfahren zur weltumfassenden Bestimmung der Position)** werden überall auf der Erde folgende zwei Werte (Bild 1) ermittelt:

1. der genaue Standort (Koordinaten: geographische Länge, Breite und Höhe) mit einer Genauigkeit im Bereich von ca. 12 m bis 1mm
2. die genaue Zeit (Weltzeit: Universal Time Coordinated, UTC) mit einer Genauigkeit im Bereich von 40ns bis zu ca. 5ns.

Aus den Koordinaten und der Zeit können Geschwindigkeit und Bewegungsrichtung (Kurs) abgeleitet werden. Koordinaten und Zeit werden mittels 31 Satelliten bestimmt, welche die Erde umkreisen.

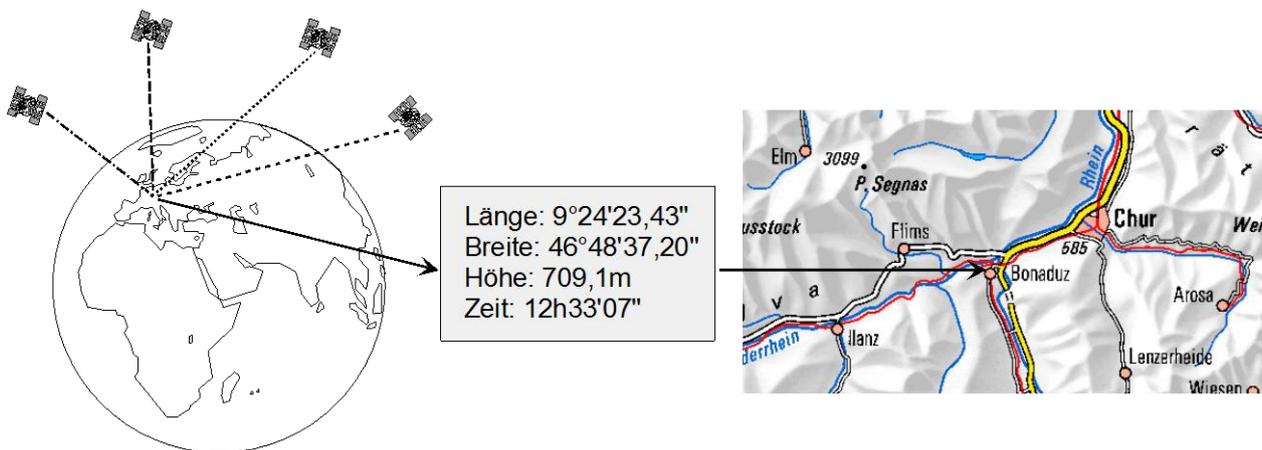


Bild 1: Die grundlegende Funktion von GPS

GPS-Empfänger werden zum Positionieren, Orten, Navigieren, Vermessen und Bestimmen der Zeit benutzt und werden von Privaten (z.B. für Freizeitbetätigung, Trekking, Ballonflüge, Skitouren, etc.) wie auch von Betrieben (Vermessung, Zeitbestimmung, Navigation, Fahrzeugüberwachung, etc.) eingesetzt.

Das Globale Positionierungs System GPS (die vollständige Bezeichnung lautet: **NAVigation System with Timing And Ranging Global Positioning System, NAVSTAR-GPS**) wurde vom amerikanischen Verteidigungsministerium (U. S. Department of Defense, DoD) entwickelt und kann von zivilen und militärischen Anwendern genutzt werden. Das zivile Signal SPS (Standard Positioning Service) ist von der Allgemeinheit frei nutzbar, während das militärische Signal PPS (Precise Positioning Service) nur von autorisierten Stellen genutzt werden darf. Der erste Satellit wurde am 22. Februar 1978 in Umlaufbahn gebracht. Zurzeit umkreisen 31 aktive Satelliten in einer Höhe von 20'180km auf 6 verschiedenen Bahnen die Erde. Die Bahnen sind um 55° zum Äquator geneigt, womit von jedem Punkt der Erde eine Funkverbindung zu mindestens 4 Satelliten gewährleistet wird. Jeder Satellit umkreist die Erde in ca. 12h und hat vier Atomuhren an Bord.

Bei der Entwicklung des GPS-Systems wurde auf folgende drei Punkte besonderer Wert gelegt:

1. Ortung, Geschwindigkeits- und Zeitbestimmung für Nutzer, die sich in Bewegung oder in Ruhe befinden
2. ständige, weltweite, wetterunabhängige 3-dimensionale Ortung mit hoher Genauigkeit
3. die Möglichkeit der zivilen Nutzung.

Wie bereits erwähnt funktioniert im Jahre 2008 nur das amerikanische Navigationssystem GPS vollumfänglich. Aber das soll sich ändern: So ist es wahrscheinlich, dass in fünf bis sechs Jahren vier (und ev. noch mehr) unabhängige Navigationssysteme zur Verfügung stehen. Die USA stellt uns dann weiterhin GPS, die GUS ein funktionierendes GLONASS, die EU GALILEO und China Beidou/Compass zur Verfügung.

Bestehende Systeme wie GPS und GLONASS (im Jahre 2009 noch nicht vollständig ausgebaut) sollen in absehbarer Zeit modernisiert und dadurch zuverlässiger werden. Dies ist ein Fortschritt für die Luftfahrt: Landeanflüge werden somit möglich.

Dieses Buch gibt einen Überblick über das Bestehende, die Veränderungen und die Neuerungen auf dem Gebiet der Satellitennavigation und -Ortung. Ziel dieses Buches ist es, eine umfassende Übersicht bezüglich Funktionsweise und Anwendungen der Satellitennavigation (GPS, GALILEO, GLONASS) zu geben. Der Aufbau des Buches wurde so gewählt, dass der Leser ausgehend von einfachen Erkenntnissen zu vertiefter Theorie gelangen kann. Wichtige Teilaspekte der Satellitennavigation, wie z.B. Differential-GPS (DGPS), Assisted-GPS (AGPS), Geräteschnittstellen, Datenformate, werden in separaten Abschnitten besprochen. Dieses Buch soll ausserdem eine Hilfe zum Verständnis der Technik von GPS-Geräten, -Modulen und -IC's bieten. Aus eigener Erfahrung weiss ich, dass das Verständnis der verschiedenen existierenden Koordinatensysteme bei der Anwendung von Satellitennavigationsgeräten oft Mühe bereitet. Deshalb wird der Einführung der Kartographie eigens ein Kapitel gewidmet.

Dieses Buch richtet sich an technikinteressierte Anwender, sowie an Fachleute, welche mit Applikationen aus dem Bereich Ortung und Navigation mit Satelliten zu tun haben.

1 Ortung und Navigation mit Satelliten, einfach erklärt

Möchten **Sie** . . .

- verstehen, wie die Entfernung eines Blitzes auf einfache Art bestimmt wird?
- verstehen, wie Ortung und Navigation mit Satelliten grundlegend funktioniert?
- wissen, wie viele Atomuhren sich an Bord eines Satelliten befinden?
- wissen, wie eine Position in der Ebene bestimmt wird?
- verstehen, warum vier Satelliten zur Positionsbestimmung notwendig sind?

dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

1.1 Prinzip der Signallaufzeitmessung

Bestimmt haben Sie in einer Gewitternacht schon einmal Ihre Entfernung zu den Blitzen berechnet. Die Entfernung lässt sich einfach bestimmen (Bild 2):

Entfernung = Zeit von der Wahrnehmung des Blitzes (Startzeit) bis zur Wahrnehmung des Donners (Stoppzeit) multipliziert mit der Schallgeschwindigkeit (ca. 330 m/s).

Die Differenz zwischen Startzeit und Stoppzeit wird als Laufzeit des Donners bezeichnet.

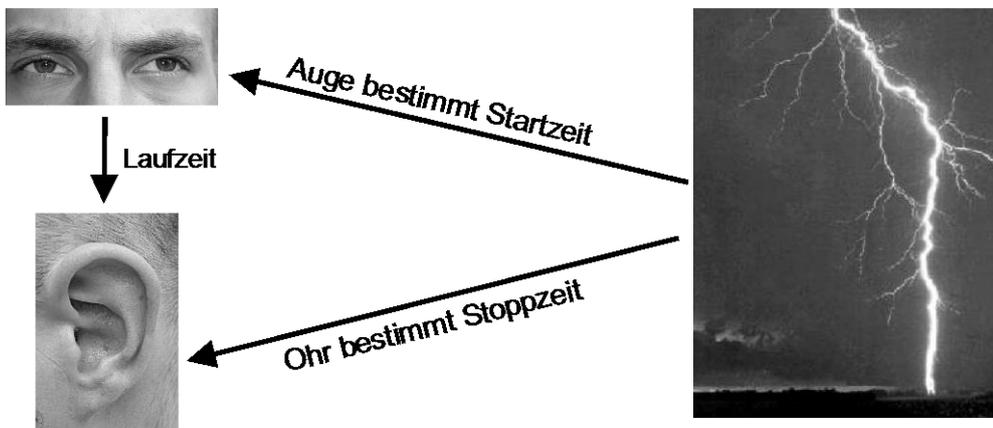


Bild 2: Bestimmung der Entfernung zu einem Blitz

Entfernung = Laufzeit • Schallgeschwindigkeit

Nach dem genau gleichen Prinzip funktioniert das GPS. Um die genaue Position zu berechnen, muss man lediglich die Laufzeit zwischen dem Beobachtungsstandort und vier verschiedenen Satelliten mit bekannter Position messen.

1.1.1 Grundlegendes Prinzip der Satellitennavigation

Alle Satelliten-Navigationssysteme (existierende wie auch zukünftige) wenden die gleiche Technik an, um Koordinaten zu bestimmen: Satelliten mit einer bekannten Position senden regelmässig Zeitsignale aus. Anhand der gemessenen Laufzeit (elektromagnetische Signale breiten sich mit der Lichtgeschwindigkeit $c = 300'000$ km/s aus) wird die Lage des Empfängers berechnet. Um die vier Grössen Längengrad, Breitengrad, Höhe und Zeit zu bestimmen, braucht es Zeitsignale von vier Satelliten.

Das Prinzip soll an einem einfachen Modell veranschaulicht werden. Stellen wir uns vor, wir müssten unsere Lage auf einer langen, geraden Strasse bestimmen. Am Ende der Strasse ist ein Zeitsender, der alle Sekunden ein Zeitsignal aussendet. Uns begleitet eine auf den Zeitsender synchronisierte Uhr. Durch Messung der Laufzeit lässt sich die Lage auf der Strasse bestimmen (Bild 3).

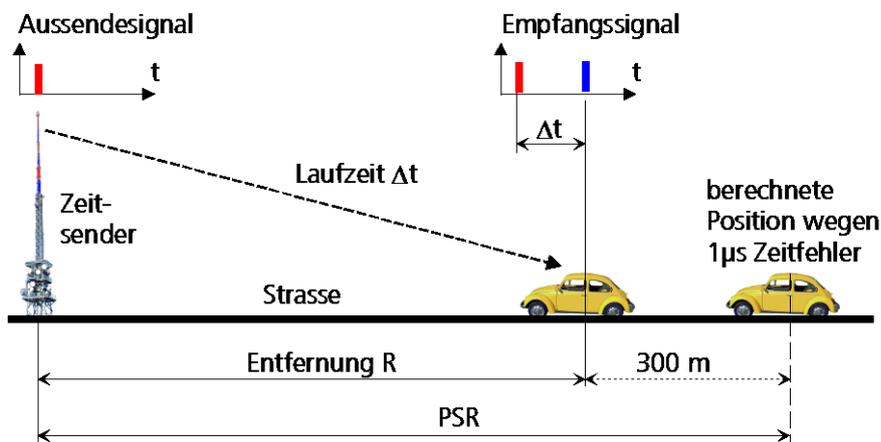


Bild 3: Durch Messung der Laufzeit wird im einfachsten Fall die Distanz bestimmt

Die Entfernung R beträgt: Laufzeit Δt multipliziert mit der Lichtgeschwindigkeit c .

$$R = \Delta t \cdot c$$

Da unsere Borduhr nicht absolut genau mit der Zeit des Senders übereinstimmt, resultiert bei der Entfernungsbestimmung eine Abweichung vom Realwert. Die fehlerbehaftete Entfernung R wird in der Navigation als Pseudorange (PSR) bezeichnet. Ein Zeitbasisfehler von z. B. einer Mikrosekunde ($1 \mu s$) generiert einen Entfernungsfehler von 300 m (Bild 3). Der Einbau einer exakten Atomuhr in unserem Käfer würde das Finanzbudget sprengen. Wir lösen das Problem, indem wir zwei untereinander synchronisierte Zeitsender nützen. Der Abstand A des zweiten Senders ist bekannt. Durch Messung beider Laufzeiten kann nun die Entfernung R , trotz der ungenauen Uhr im VW-Käfer exakt bestimmt werden (Bild 4).

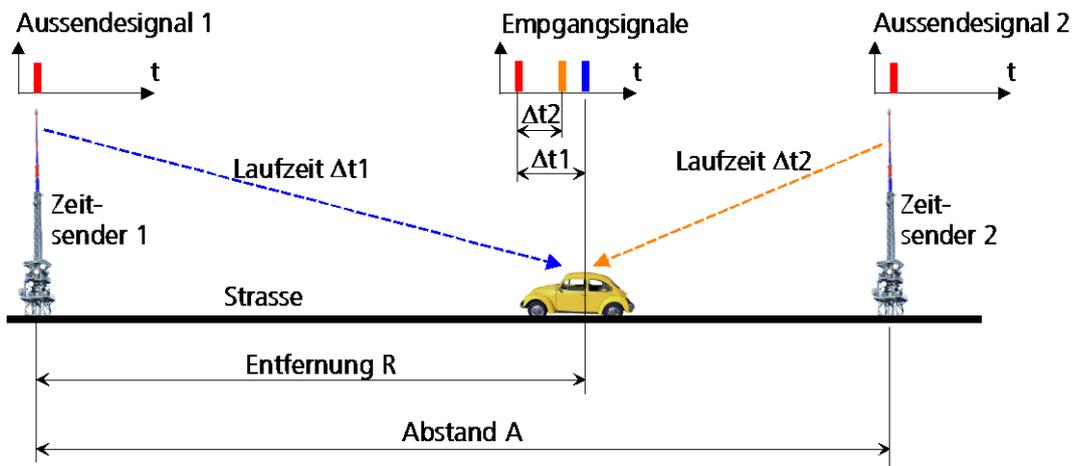


Bild 4: Mit zwei Sendern kann die exakte Position R , trotz Zeitfehler Δt_0 , bestimmt werden

$$R = \frac{[(\Delta t_1 - \Delta t_2) \cdot c] + A}{2} \quad \Delta t_0 = \Delta t_1 - \frac{R}{c}$$

Um die Position (und die Zeit) auf einer Geraden (eine Gerade hat eine Ausbreitung in eine Dimension) exakt zu bestimmen, braucht es demnach zwei Zeitsender. Daraus können wir folgende Erkenntnis ableiten: Werden unsynchronisierte Empfänger-Uhren verwendet, muss die Anzahl der Zeitsender um Eins grösser sein, als die Anzahl der unbekannt Dimensionen.

Beispiel:

- In einer Ebene (Ausbreitung in zwei Dimensionen) brauchen wir drei Zeitsender
- Im Raum (Ausbreitung in drei Dimensionen) brauchen wir vier Zeitsender

Satellitennavigationssysteme nutzen Satelliten als Zeitsender. Sie haben Funkverbindung zu mindestens vier Satelliten (Bild 5), um die vier gewünschten Grössen (Länge, Breite, Höhe und absolute Zeit) zu bestimmen.

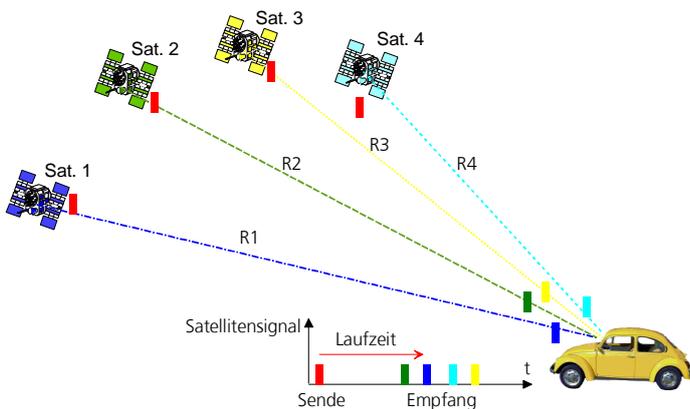


Bild 5: Vier Satelliten werden benötigt, um Länge, Breite, Höhe und Zeit zu bestimmen.

1.1.2 Erzeugung der Laufzeit bei GPS

31 Satelliten kreisen auf einer Höhe von 20'180 km um die Erde (Bild 6). Auf 6 verschiedenen, zum Äquator um 55° geneigten Bahnen, umlaufen diese Satelliten in 11 Stunden und 58 Minuten die Erdkugel.

Jeder dieser Satelliten führt bis zu vier Atomuhren mit sich. Atomuhren sind zur Zeit die präzisesten Zeitgeber. Während 30'000 bis 1'000'000 Jahren beträgt ihre Abweichung von der exakten Zeit höchstens 1 Sekunde. Um noch "genauer" zu sein, werden diese Atomuhren regelmässig von verschiedenen Kontrollstellen auf der Erde nachgestellt bzw. synchronisiert. Jeder Satellit sendet auf einer Frequenz von 1'575,42 MHz seine genau bekannte Position und seine exakte Bordzeit zur Erde. Diese gesendeten Signale bewegen sich mit Lichtgeschwindigkeit (300'000 km/s) zur Erde und benötigen somit ca. 67,3 ms bis zum Eintreffen an einem Ort auf der Erdoberfläche, welcher sich senkrecht unter dem Satelliten befindet. Für jeden Kilometer Mehrdistanz benötigt das Signal zusätzliche 3,33 μ s. Wenn Sie nun Ihre Position auf der Erde (bzw. auf See oder in der Luft)

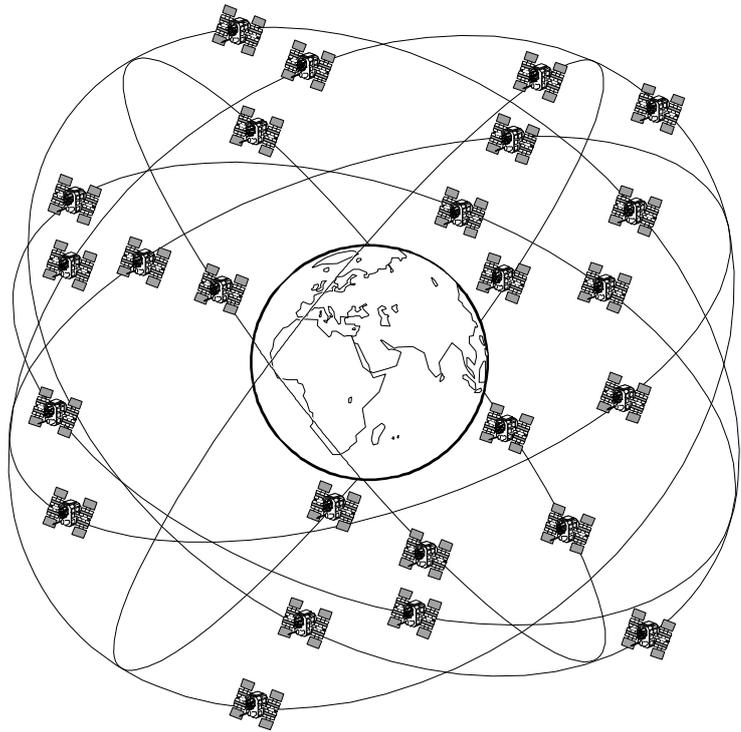


Bild 6: 31 GPS-Satelliten umkreisen auf 6 Bahnen die Erde

bestimmen wollen, brauchen Sie nur eine genaue Uhr. Beim Vergleich der Ankunftszeit des Satellitensignals mit der zur Zeit der Abstrahlung herrschender Bordzeit kann die Laufzeit des Signals bestimmt werden (Bild 7).

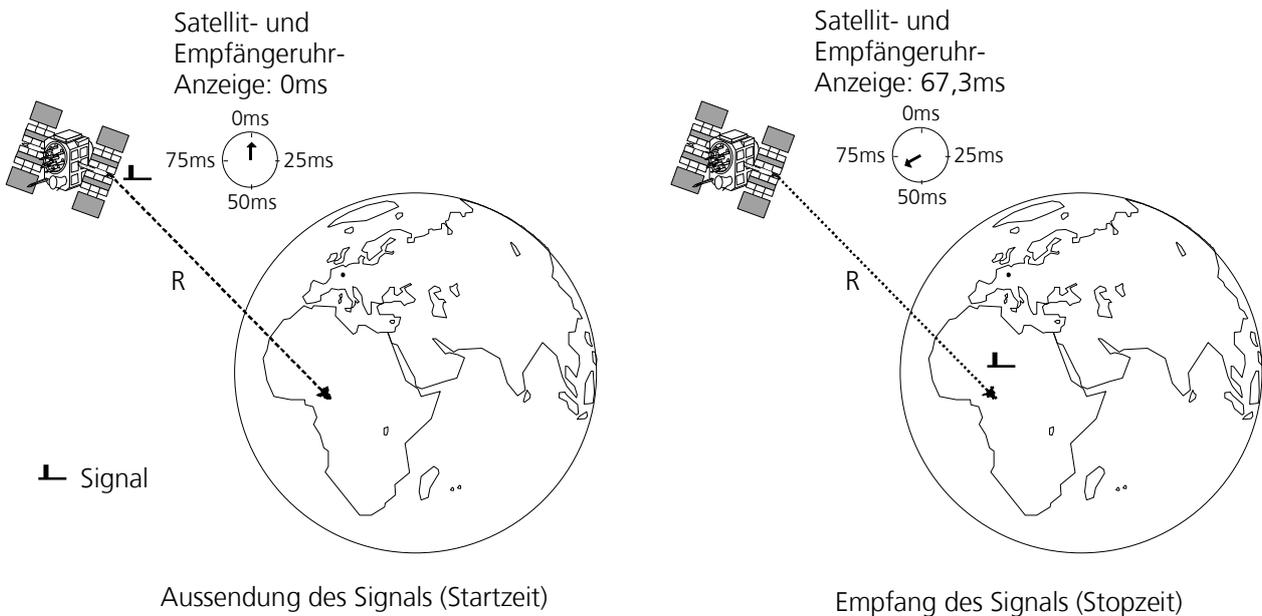


Bild 7: Bestimmung der Laufzeit Δt

Mit der nun bekannten Laufzeit Δt wird die Entfernung R zum Satelliten berechnet:

Entfernung $R = \text{Laufzeit } \Delta t \cdot \text{Lichtgeschwindigkeit } c$

Eine Signallaufzeitmessung bzw. die Kenntnis von der Entfernung zu einem Satelliten genügt noch nicht, um die eigene Position im Raum zu berechnen. Dazu braucht es vier voneinander unabhängige Laufzeitmessungen. Aus diesem Grund benötigt man zur exakten Positionierung eine Funkverbindung zu vier verschiedenen Satelliten. Weshalb dies so ist, wird zuerst anhand einer Positionsbestimmung in der Ebene erklärt.

1.1.3 Positionsbestimmung in der Ebene

Stellen Sie sich vor, Sie wandern auf einer grossen Ebene und möchten wissen, wo Sie sich befinden. 2 Satelliten bewegen sich in grosser Entfernung weit über Ihnen und senden ihre eigene bekannte Bordzeit bzw. Position. Anhand der Laufzeitmessung zu jedem einzelnen Satelliten können Sie zwei Entfernungskreise mit den Radien R_1 und R_2 um die Satelliten zeichnen. Der Radius entspricht der jeweils berechneten Entfernung zum Satelliten. Auf dem Umfang des Kreises befinden sich sämtliche mögliche Positionen zum entsprechenden Satelliten. Die Position des Empfängers ist genau dort, wo sich die zwei Distanzkreise unterhalb der Satelliten schneiden (Bild 8), wenn die Position oberhalb der Satelliten ausgeschlossen werden kann.

In der X/Y -Ebene genügen zwei Satelliten um die Position zu bestimmen.

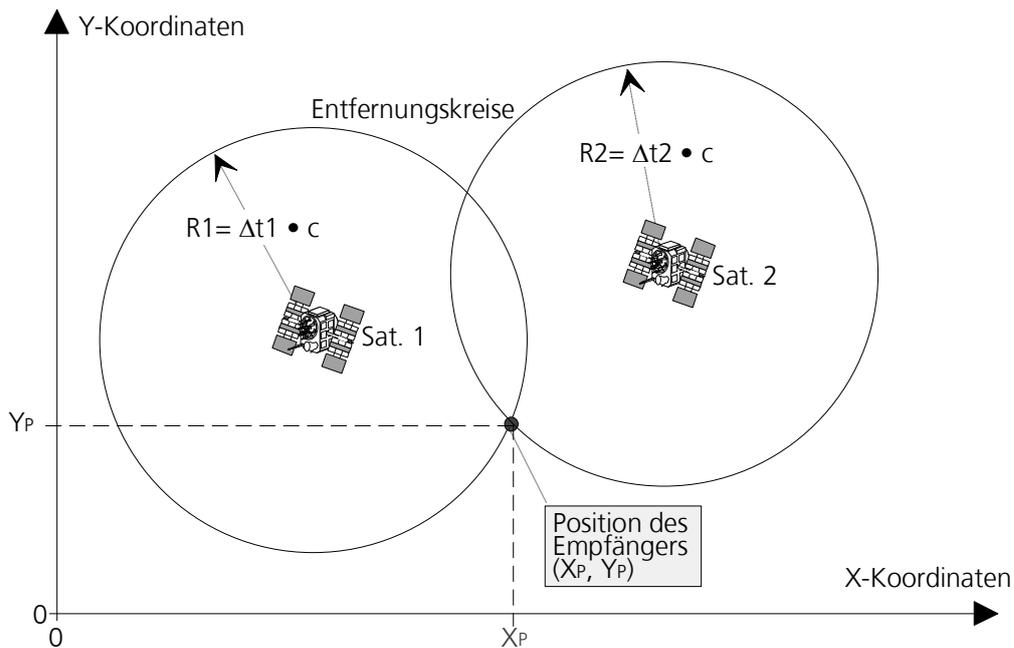


Bild 8: Die Position des Empfängers im Schnittpunkt aller zwei Distanzkreise

In Wirklichkeit muss die Position nicht in einer Ebene, sondern im dreidimensionalen Raum bestimmt werden können. Da der Unterschied der Ebene zum Raum in einer zusätzlichen Dimension - der Höhe Z - besteht, muss ein zusätzlicher dritter Satellit zur Verfügung stehen, um die wahre Position zu bestimmen. Ist die Entfernung zu den drei Satelliten bekannt, befinden sich sämtliche möglichen Positionen auf der Oberfläche dreier Kugeln mit dem Radius der berechneten Entfernung. Dort wo sich alle drei Kugeloberflächen schneiden, ist die gesuchte Position (Bild 9).

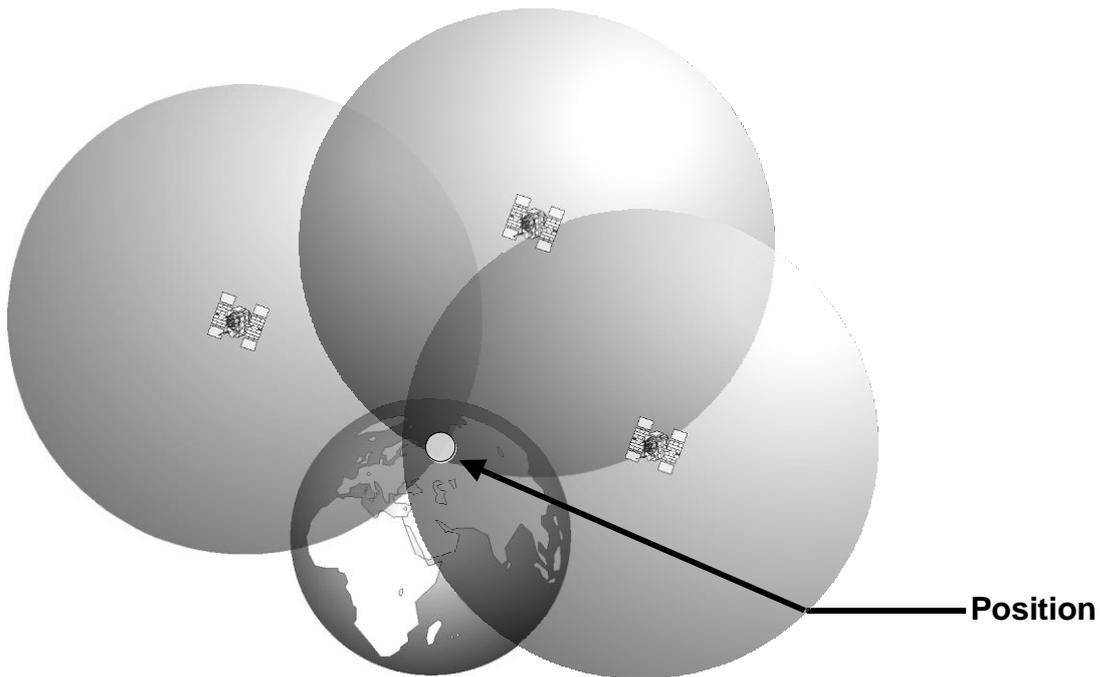


Bild 9: Der Schnittpunkt dreier Kugeln bestimmt die Position

Die bisherigen Ausführungen sind nur gültig, wenn die terrestrische Uhr und die Atomuhren der Satelliten absolut synchron laufen, d.h. die Laufzeiten korrekt ermittelt werden.

1.1.4 Einfluss und Korrektur des Zeitfehlers

Bisher nahmen wir immer an, dass die Laufzeitmessung sehr genau war. Dies ist aber nicht der Fall. Eine genaue Zeitmessung beim Empfänger würde aber bedeuten, dass bei ihm eine hochpräzise und synchronisierte Uhr verwendet wird. Eine Verfälschung der gemessenen Laufzeit von nur $1 \mu\text{s}$ verursacht zum Beispiel einen Positionsfehler von 300 m. Da die Uhren aller drei Satelliten synchron laufen, ist die Laufzeit bei allen Messungen um den gleichen Betrag Δt_0 verfälscht. Jetzt kann uns nur noch die Mathematik weiterhelfen. Wir erinnern uns: sind bei Berechnungen n Größen unbekannt, brauchen wir n unabhängige Gleichungen.

Ist die Zeitmessung mit einem konstanten unbekanntem Zeitfehler behaftet, haben wir nun vier unbekannte Größen im Raum:

- geographische Länge (L)
- geographische Breite (B)
- geographische Höhe (H)
- Differenz Satelliten- zu Empfängerzeit (Δt_0)

Daraus folgt, dass im dreidimensionalen Raum vier Satelliten nötig sind, um die Position zu bestimmen.

1.1.5 Positionsbestimmung im Raum

Um die vier unbekanntenen Größen zu bestimmen, bedarf es vier voneinander unabhängiger Gleichungen. Die dazu benötigten vier Laufzeiten werden uns von vier verschiedenen Satelliten geliefert (Sat. 1 bis Sat. 4). Die 31 GPS-Satelliten wurden deshalb am Himmel so verteilt, dass immer mindestens 4 Satelliten von jedem Punkt der Erde "sichtbar" sein sollten (Bild 10).

Trotz Zeitfehler des Empfängers kann die Lage in der Ebene bis auf ca. 5... 12 m berechnet werden.

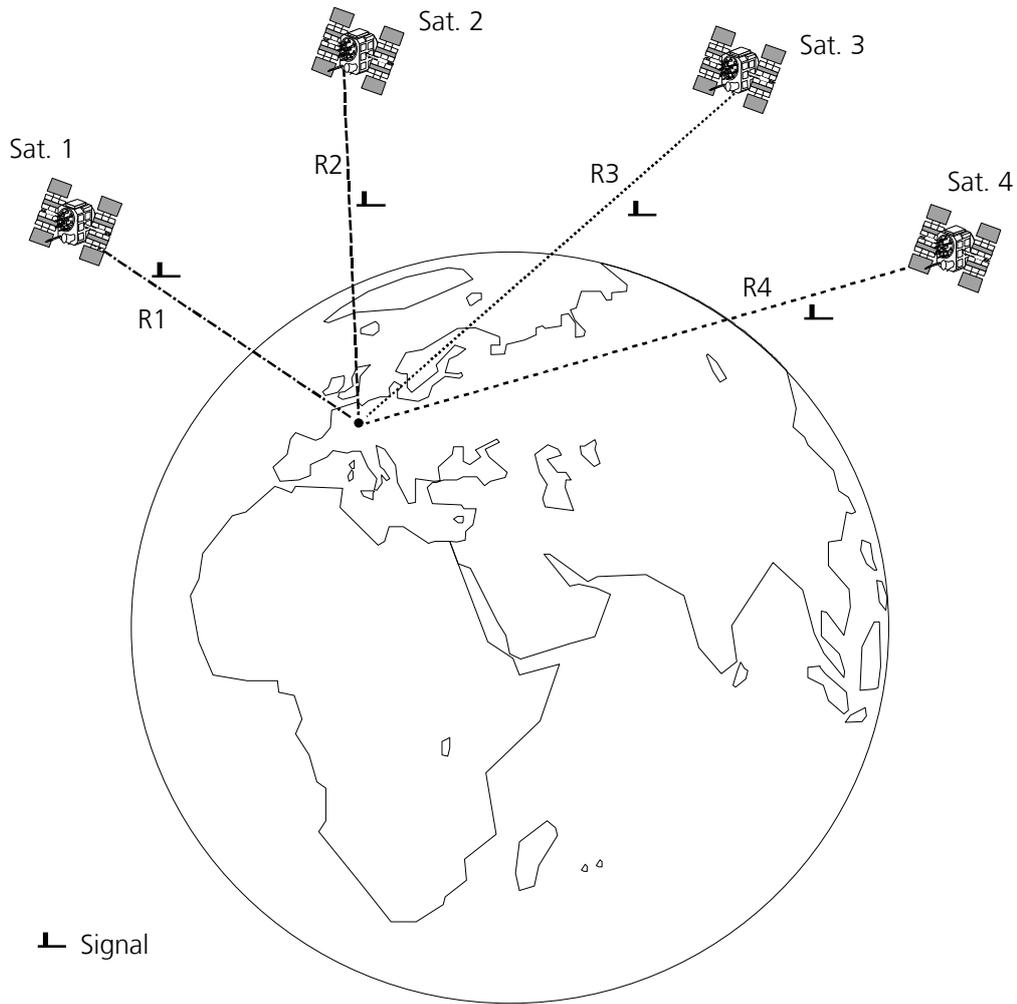


Bild 10: Vier Satelliten werden für die Positionsbestimmung im Raum benötigt



(Seite absichtlich leer!)

2 Koordinatensysteme

Möchten **Sie** . . .

- wissen, was ein Geoid ist?
- verstehen, warum die Erde meistens als Ellipsoid dargestellt wird?
- verstehen, warum weltweit über 200 verschiedene Kartenbezugssysteme existieren?
- wissen, was WGS-84 bedeutet?
- verstehen, wie von einem Datum zu einem anderen Datum umgerechnet werden kann?
- wissen, was kartesische und ellipsoidische Koordinaten sind?
- verstehen, wie Landeskarten entstehen?
- wissen, wie Landeskoordinaten aus den WGS-84 Koordinaten berechnet werden?

dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

2.1 Einleitung

Ein wesentliches Problem bei der Benutzung von Satellitennavigationssystemen wie GPS oder eines anderen GNSS besteht darin, dass weltweit sehr viele unterschiedliche Koordinatensysteme bestehen, und deswegen die von GPS gemessene und berechnete Position nicht mit der vermeintlichen Position übereinstimmt.

Um die Funktionsweise vom Globalen Positionierungssystem GPS und von anderen Globalen Navigation Satelliten Systemen GNSS zu verstehen, ist es notwendig, sich mit den Grundzügen der „Wissenschaft von der Ausmessung und Abbildung der Erdoberfläche“, der Geodäsie, zu befassen. Ohne Grundkenntnisse ist es schwer verständlich, weshalb in günstigen tragbaren GPS-Empfängern aus über 100 verschiedenen Kartenbezugssystemen (Datum) und aus ca. 30 verschiedenen Gitternetzformaten (Grid) die richtige Kombination ausgewählt werden muss. Wird die falsche Wahl getroffen, kann der Positionsfehler auf mehrere hundert Meter ansteigen.

2.2 Geoid

Dass die Erde kugelförmig ist, wissen wir seit Kolumbus. Aber wie rund ist sie tatsächlich? Es war schon immer eine schwierige Wissenschaft, die Form des blauen Planeten exakt zu beschreiben. Zu diesem Zweck wurde im Lauf der Jahrhunderte auf verschiedene Arten versucht, die „wahre“ Körpergestalt der Erde so genau wie möglich zu beschreiben. Eine Annäherung an die Form der Erde ist das Geoid.

Die Oberfläche des ruhenden Meeres bildet bei entsprechender Idealisierung einen Teil einer Niveaufläche, „die Oberfläche“ der Erde im geometrischen Sinn. In Anlehnung an das griechische Wort für Erde wird diese Fläche als Geoid (Bild 11) bezeichnet.

Das Geoid lässt sich nur mit begrenzter Genauigkeit und nicht ohne willkürliche Annahmen als mathematische Figur definieren, weil aufgrund ungleichmässiger Erdmasseverteilung die Niveauflächen der Ozeane und Meere nicht auf der Oberfläche einer geometrisch definierbaren Form liegen und somit angenähert werden müssen.

Ein Geoid ist ein von der tatsächlichen Erdgestalt abweichender theoretischer Körper, dessen Oberfläche die Feldlinien der Schwerkraft überall im rechten Winkel schneidet.

Das Geoid dient oft als Bezugsfläche für Höhenmessungen. Der Referenzpunkt für Höhenmessungen in der Schweiz ist der Repère Pierre du Niton (RPN, 373.600 m) im Hafenbecken von Genf. Diese Höhe stammt aus Anschlussmessungen zum Hafen von Marseille (mittlere Meereshöhe: 0,00m).

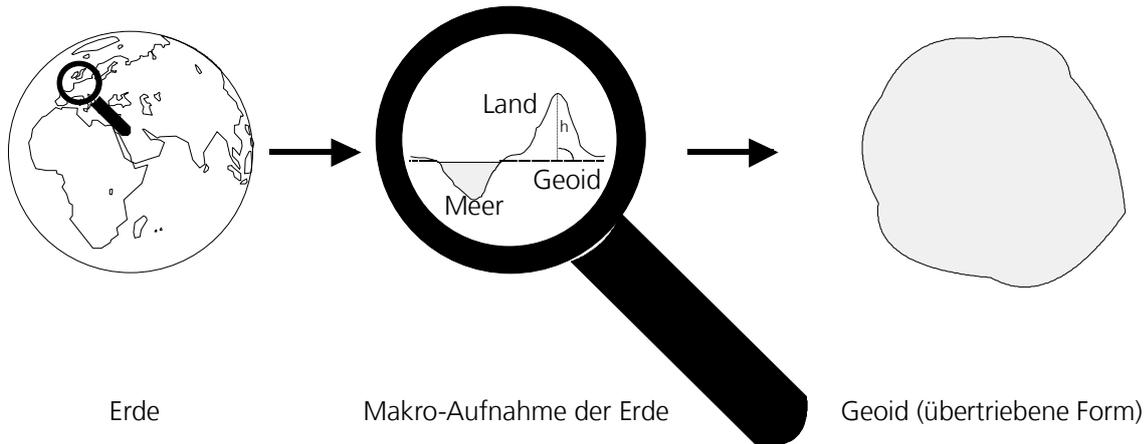


Bild 11: Das Geoid als Annäherung der Erdoberfläche

2.3 Ellipsoid und Datum

2.3.1 Rotationsellipsoid

Da das Geoid keine analytische Fläche ist, kann man auf ihm keine Berechnungen ausführen und es scheidet als Bezugsfläche aus. Eine einfachere, definierbare Form ist deshalb erforderlich. Eine solche Ersatzfläche ist das Rotationsellipsoid. Lässt man die Fläche einer Ellipse über ihre Symmetrieachse Südpol-Nordpol rotieren, entsteht das Rotationsellipsoid (Bild 12).

Das Rotationsellipsoid ist bestimmt durch zwei Parameter:

- Grosse Halbachse a (auf der Äquatorebene)
- Kleine Halbachse b (auf der Achse Südpol-Nordpol)

Das Mass für die Abweichung von der idealen Form der Kugel wird Abplattung f (flattening) genannt.

$$f = \frac{a-b}{a} \tag{16a}$$

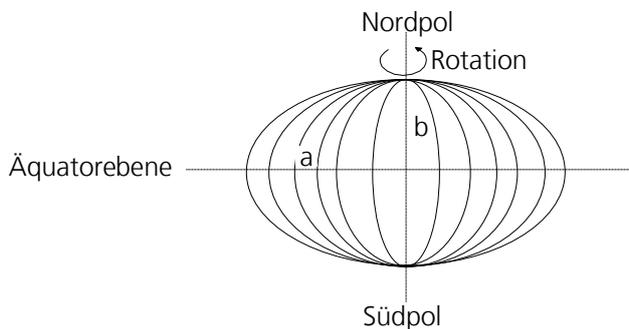


Bild 12: Entstehung des Rotationsellipsoids

2.3.2 Lokale bestangepasste Referenzellipsoide und Datum

2.3.2.1 Lokale Referenzellipsoide

Beim Rotationsellipsoid ist zu beachten, dass die natürliche Lotrichtung in einem Punkt nicht senkrecht auf das Ellipsoid trifft, sondern auf das Geoid. Ellipsoidnormale und natürliche Lotrichtung fallen somit nicht zusammen, sie unterscheiden sich durch die sogenannte Lotabweichung (Bild 14) voneinander, d.h. Punkte der Erdoberfläche werden falsch projiziert. Um diese Abweichung so klein wie möglich zu halten, hat jedes Land sein eigenes bestangepasstes nicht-geozentrisches Rotationsellipsoid als Bezugsfläche für Vermessungsaufgaben entwickelt (Bild 13). Die Halbachsen a und b und der Mittelpunkt sind so gewählt, dass Geoid und Ellipsoid möglichst genau mit dem Landesgebiet übereinstimmen.

2.3.2.2 Datum, Kartenbezugsysteme

Als Datum werden die nationalen oder internationalen Kartenbezugsysteme bezeichnet, welche auf bestimmten Ellipsoiden beruhen. Je nach verwendeter Karte ist bei der Navigation mit GPS-Empfängern darauf zu achten, dass das zugehörige Kartenbezugsystem in den Empfänger eingegeben wird.

Beispiele für Kartenbezugsysteme aus einer Auswahl von über 120 : CH-1903 für die Schweiz , WGS-84 ist der Weltstandard, NAD83 für Nordamerika, usw.

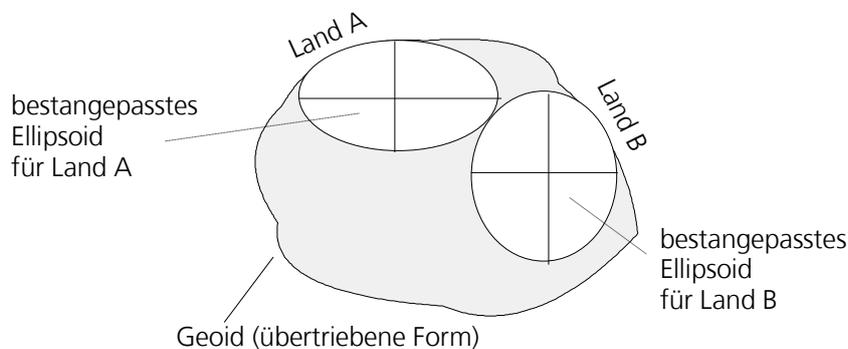


Bild 13: Bestangepasste lokale Referenzellipsoide

Ein Rotationsellipsoid eignet sich sehr gut, um die Lagekoordinaten, Längengrad und Breitengrad eines Punktes zu beschreiben. Höhenangaben werden entweder auf das Geoid oder auf das Referenzellipsoid bezogen. Die Abweichung zwischen der gemessenen orthometrischen Höhe H , d.h. bezogen auf das Geoid, und die ellipsoidische Höhe h , d.h. bezogen auf das Referenzellipsoid, wird als Geoidondulation N bezeichnet. (Bild 14)

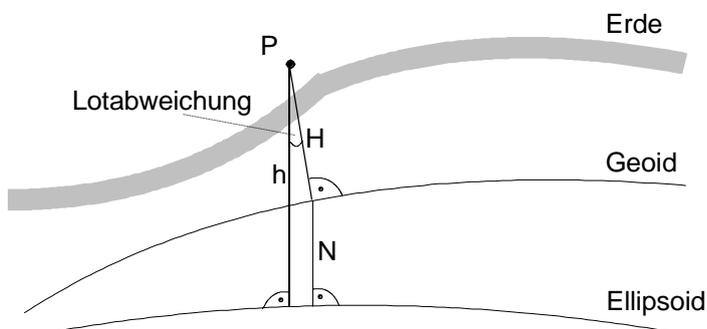


Bild 14: Unterschied zwischen Geoid und Ellipsoid

2.3.3 Nationale Referenzsysteme

In Europa werden verschiedene Referenzsysteme verwendet. Jedes Referenzsystem für vermessungstechnische Anwendungen hat seinen eigenen Namen. Die zugrunde liegenden, nichtgeozentrischen Ellipsoide sind in folgender Tabelle (Tabelle 1) zusammengefasst. Werden gleiche Ellipsoide verwendet, unterscheiden sie sich von Land zu Land bezüglich Lagerungspunkt.

Land	Name	Referenzellipsoid	Lagerungspunkt	Grosse Halbachse a (m)	Abplattung (1: ...)
Deutschland	Potsdam	Bessel 1841	Rauenberg	6377397.155	299.1528128
Frankreich	NTF	Clarke 1880	Pantheon, Paris	6378249.145	293.465
Italien	SI 1940	Hayford 1928	Monte Mario, Rom	6378388.0	297.0
Niederlande	RD/NAP	Bessel 1841	Amersfoort	6377397.155	299.1528128
Österreich	MGI	Bessel 1841	Hermannskogel	6377397.155	299.1528128
Schweiz	CH1903	Bessel 1841	Alte Sternwarte Bern	6377397.155	299.1528128
International	Hayford	Hayford	Abhängig vom Land	6378388.000	297.000

Tabelle 1: Nationale Referenzsysteme

2.3.4 Weltweites Referenzellipsoid WGS-84

Die Angaben und Berechnungen eines GPS-Empfängers beziehen sich primär auf das Referenzsystem WGS-84 (World-Geodetic-System 1984). Das WGS-84 Koordinatensystem ist geozentrisch gelagert und nimmt an der Drehung des Erdkörpers teil. Im Englischen wird ein solches System als ECEF (Earth Centered Earth Fixed) bezeichnet. Das WGS-84 Koordinatensystem ist ein dreidimensionales, rechtsdrehendes, kartesisches Koordinatensystem mit dem Koordinatenursprungspunkt im Massezentrum (= geozentrisch) eines der gesamten Erdmasse angenäherten Ellipsoids.

Die positive X-Achse des Ellipsoids (Bild 15) liegt auf der Äquatorebene (diejenige gedachte Fläche, welche vom Äquator eingeschlossen wird) und geht vom Massezentrum aus durch den Schnittpunkt von Äquator und Greenwich-Meridian (0-Meridian). Die Y-Achse liegt ebenfalls in der Äquatorebene und ist 90° östlich versetzt zur X-Achse. Die Z-Achse wiederum steht senkrecht auf der X- und Y-Achse und geht durch den geographischen Nordpol.

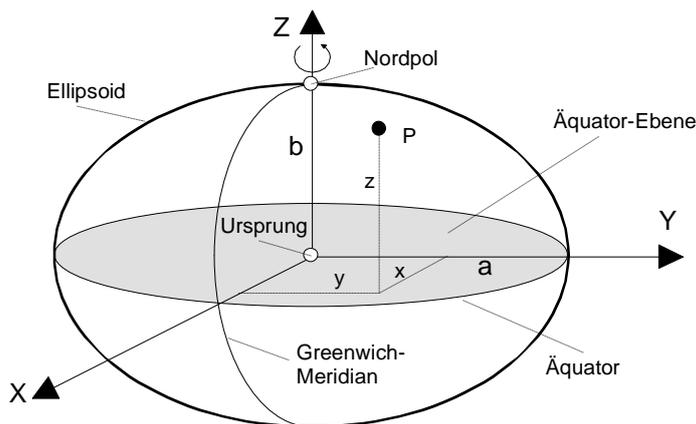


Bild 15: Bezeichnung der kartesischen Koordinaten

Parameter des WGS-84 Referenzellipsoids		
Grosse Halbachse a (m)	kleine Halbachse b (m)	Abplattung (1:)
6'378'137,00	6'356'752,31	298.257223563

Tabelle 2: WGS-84 Ellipsoid

Anstelle von kartesischen Koordinaten (X, Y, Z) werden in der Regel zur Weiterverarbeitung ellipsoidische Koordinaten (φ, λ, h) verwendet (Bild 16). φ entspricht dabei dem Breitengrad (Latitude), λ dem Längengrad (Longitude) und h der ellipsoidischen Höhe, d.h. die Länge des Lotes des Punktes P bis zum Ellipsoid.

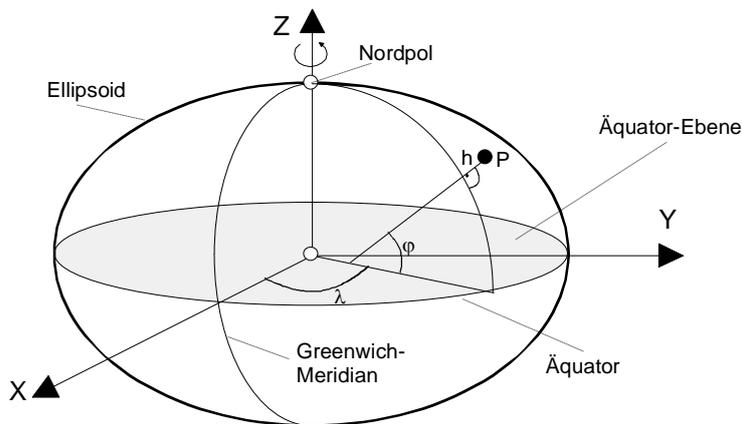


Bild 16: Bezeichnung der ellipsoidischen Koordinaten

2.3.5 Transformation von lokalen in weltweite Referenzellipsoide

2.3.5.1 Geodätisches Datum

In der Regel handelt es sich bei den Bezugssystemen um lokale und nicht um geozentrische Ellipsoide. Die Beziehung zwischen einem solchen lokalen (z. B. CH-1903) und einem globalen, geozentrischen System (z.B. WGS-84) heisst geodätisches Datum. Falls die Achsen des lokalen und des globalen Ellipsoids parallel sind, oder für kleinräumige Anwendungen als parallel betrachtet werden können, genügen für den Datumsübergang drei Verschiebungsparameter, die sogenannten Datumshiftkonstanten $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$.

Eventuell müssen noch drei Rotationswinkel $\varphi_x, \varphi_y, \varphi_z$ und ein Massstabfaktor m (Bild 17) hinzugefügt werden, so dass die vollständige Transformationsformel 7 Parameter enthält. Das geodätische Datum legt die Lage eines lokalen dreidimensionalen kartesischen Koordinatensystems bezüglich des globalen Systems fest.

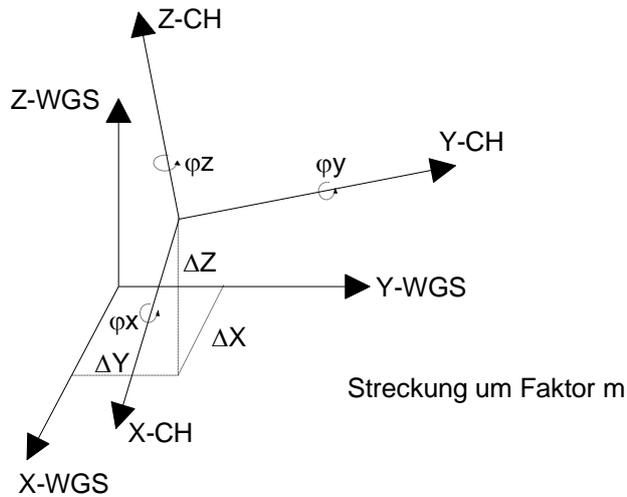


Bild 17: Geodätisches Datum

Folgende Tabelle (Tabelle 3) soll als Beispiel für verschiedene Datums-Parameter dienen. Weitere Werte finden sich unter [i].

Land	Name	ΔX (m)	ΔY (m)	ΔZ (m)	ϕ_X (")	ϕ_Y (")	ϕ_Z (")	m (ppm)
Deutschland	Potsdam	586	87	409	-0.52	-0.15	2.82	9
Frankreich	NTF	-168	-60	320	0	0	0	1
Italien	SI 1940	-225	-65	9	-	-	-	-
Niederlande	RD/NAP	565.04	49.91	465.84	0.4094	-0.3597	1.8685	4.0772
Österreich	MGI	-577.326	-90.129	-463.919	5.1366	1.4742	5.2970	-2.4232
Schweiz	CH1903	660.077	13.551	369.344	0.8065	0.5789	0.9542	5.66

Tabelle 3: Datums-Parameter

2.3.5.2 Transformation des Datums

Eine Transformation des Datums bedeutet definitionsgemäss die Transformation eines räumlichen kartesischen Koordinatensystems (z.B. WGS-84) in ein anderes (z.B. CH-1903), mittels räumlicher Verschiebung, Drehung und Streckung. Um die Transformation durchzuführen, muss das geodätische Datum bekannt sein. Die umfangreichen Transformationsformeln können aus der Fachliteratur entnommen werden [ii], oder die Transformation kann direkt über das Internet durchgeführt werden [iii]. Ist die Transformation erfolgt, können die kartesischen Koordinaten in ellipsoidische Koordinaten umgerechnet werden.

2.3.6 Umrechnung von Koordinatensystemen

2.3.6.1 Umrechnung von ellipsoidischen (λ , φ und h) zu kartesischen Koordinaten (x , y und z)

Kartesische und ellipsoidische Koordinaten können von einer Darstellung in die andere umgerechnet werden. [IV].

λ = Längengrad, φ = Breitengrad und h = Höhe über Ellipsoid (siehe Bild 18)

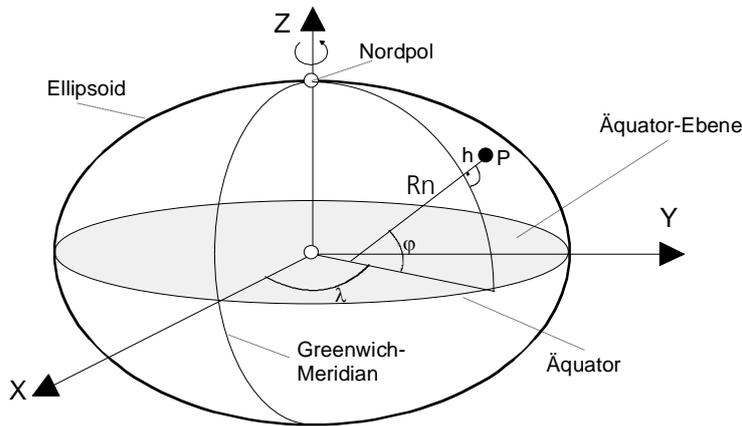


Bild 18: Bezeichnung des Ellipsoids

Hilfsgrößen e und Rn (a = grosse Halbachse und b = kleine Halbachse des Ellipsoids (siehe z. B. Tabelle 2)):

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \quad Rn = \frac{a}{\sqrt{1 - [e^2 \cdot (\sin\varphi)^2]}}$$

$$x = (Rn + h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(\lambda)$$

$$y = (Rn + h) \cdot \cos(\varphi) \cdot \sin(\lambda)$$

$$z = [Rn \cdot (1 - e^2) + h] \cdot \sin(\varphi)$$

2.3.6.2 Umrechnung von kartesischen (x , y und z) zu ellipsoidischen Koordinaten (λ , φ und h)

Eine direkte Umrechnung ist nicht möglich, da die einzelnen Größen voneinander abhängig sind. Deshalb müssen sie (Formel 1 bis Formel 3) durch einen iterativen Prozess (ca. 5 mal) berechnet werden. Zu Beginn wird im Prozess φ angenähert.

Hinweis: Die Funktion atan2 ermöglicht die Berechnung des Arkustangens in allen vier Quadranten.

Annäherung (Startwert) für φ :
$$\varphi = \text{atan2}\left(\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}\right)$$

Hilfsgröße $e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}$

$$\lambda = \text{atan2}\left(\frac{y}{x}\right)$$

$$Rn = \frac{a}{\sqrt{1 - [e^2 \cdot (\sin\varphi)^2]}} \quad (\text{Formel 1})$$

$$h = \frac{\sqrt{x^2 + y^2}}{\cos(\varphi)} - Rn \quad (\text{Formel 2})$$

$$\varphi = \text{atan2} \left[\frac{\frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}}{1 - \frac{Rn \cdot e^2}{Rn + h}} \right] \quad (\text{Formel 3})$$

2.4 Ebene Landeskoordinaten, Projektion

Üblicherweise wird in der Landesvermessung die Lage eines Punktes P der Erdoberfläche durch die ellipsoidischen Koordinaten Breite φ und Länge λ (bezogen auf das Referenzellipsoid) und die Höhe (bezogen auf Ellipsoid oder Geoid) beschrieben (Bild 16).

Da geodätische Berechnungen (z.B. Abstand zwischen zwei Gebäuden) auf dem Ellipsoid numerisch unbequem sind, benutzt man in der vermessungstechnischen Praxis Abbildungen des Ellipsoids in einer Ebene. Dies führt zu ebenen, rechtwinkligen Landeskoordinaten X und Y. Auf den meisten Landeskarten befinden sich ein Gitternetz (engl. Grid), welches die einfache Lokalisierung eines Punktes im Gelände ermöglicht. Bei den ebenen Landeskoordinaten handelt es sich um Abbildungen (Projektionen) ellipsoidischer Koordinaten der Referenzellipsoide der Landesvermessungen in einer Rechenebene. Die Abbildung des Ellipsoids in einer Ebene ist ohne Verzerrungen nicht möglich. Man kann jedoch die Abbildung so wählen, dass die Verzerrungen gering bleiben. Übliche Projektionsverfahren sind die Zylinder- oder Mercatorprojektion bzw. die Gauss-Krüger-Projektion und die UTM-Projektion. Werden Positionsangaben im Zusammenhang mit Kartenmaterial verwendet, muss darauf geachtet werden, welches Referenzsystem und welche Form der Projektion für die Erstellung der Karten verwendet wurden.

2.4.1 Gauss-Krüger-Projektion (Transversale-Mercator-Projektion)

Die Gauss-Krüger-Projektion ist eine tangentielle konforme transversale Mercator-Projektion und ist jeweils nur für ein begrenztes Gebiet bzw. Land gültig. Ein elliptischer Zylinder wird um das Rotationsellipsoid der Erde (z.B. Besselellipsoid) gelegt, wobei der Zylindermantel das Ellipsoid im Mittelmeridian (wichtiger Meridian für das zu abbildende Land, z. B. 9°) in seiner ganzen Länge und in den Polen berührt. Die Lage des Zylinders bezüglich des Ellipsoids ist transversal, d.h. um 90° gedreht (Bild 19). Um die Längen- und Flächenverzerrungen minimal zu halten, werden 3° breite Zonen des Rotationsellipsoids verwendet. Die Zonenbreite ist um den Mittelmeridian gelagert. Je nach Land werden unterschiedliche Mittelmeridiane verwendet (z. B. $6^\circ, 9^\circ, 12^\circ, 15^\circ, \dots$).

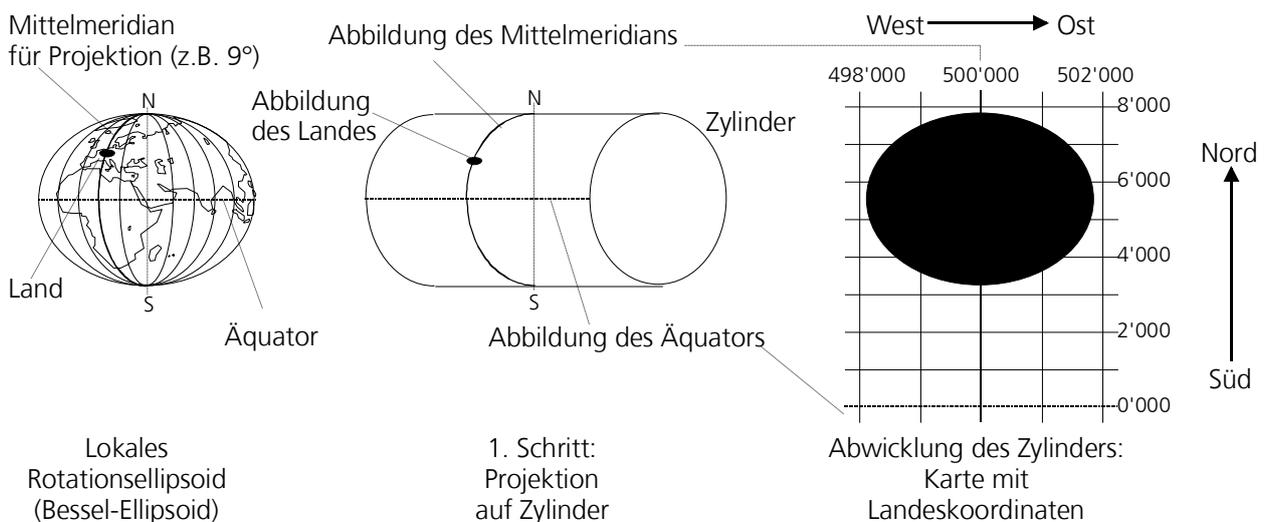


Bild 19: Gauss-Krüger-Projektion

Die Werte in der Nord-Süd Richtung werden als Abstand vom Äquator gezählt. Um auf der Karte in der West-Ost Richtung negative Werte zu vermeiden, nimmt man für den Mittelmeridian den Wert +500000 m (Offset) an. Vor diesen Wert wird die Gradzahl des Mittelmeridians durch 3 geteilt gesetzt.

Beispiel einer Position (Umrechnung mit HAMQTH [V]):

Ellipsoidische Koordinaten (Postdam-Datum) :	N 46,86154°	E 9,51280°
Gauss-Krüger Projektion (Mittelmeridian: 9°):	N 5191454m	E 3539097m

Die Position ist 5191454m vom Äquator und 39097m vom Mittelmeridian (9°) entfernt.

2.4.2 UTM-Projektion

Im Gegensatz zur Gauss-Krüger-Projektion wird mit UTM fast die gesamte Erdoberfläche auf 60 Zonen mit je 20 Feldern = 1200 Zonenfeldern abgebildet. Die eigentliche Projektion des Rotationsellipsoids auf dem transversalen Zylinder erfolgt nach dem gleichen Verfahren wie bei der Gauss-Krüger-Projektion.

Das UTM System (Universal Transversal Mercator) beruht häufig auf dem WGS84 Ellipsoid. Das UTM-System definiert aber nur die Projektion und das Koordinatensystem, nicht aber das Referenzellipsoid und das geodätische Datum.

Das UTM-System teilt die gesamte Welt in 6°-breite Longitudinal-Zonen (Bild 20). Diese sind von 1 bis 60 durchnummeriert, beginnend bei 180° W, endend bei 180° E. Zum Beispiel erstreckt sich die Zone 1 von 180° W bis 174° W, der Mittelmeridian dieser Zone 1 liegt bei 177° W, die Zone 2 erstreckt sich von 174° W bis 168°, der Mittelmeridian dieser Zone 2 liegt bei 171° W, usw.

Die Mittelmeridiane für jede Projektionszone sind 3°, 9°, 15°, 21°, 27°, 33°, 39°, 45°, 51°, 57°, 63°, 69°, 75°, 81°, 87°, 93°, 99°, 105°, 111°, 117°, 123°, 129°, 135°, 141°, 147°, 153°, 159°, 165°, 171°, 177° östlicher (E) und westlicher (W) Länge (Bild 21).

Vom Süd- zum Nordpol sind die Zonen mit einer Ausnahme in 8°Breitenstreifen unterteilt und mit Buchstaben versehen, beginnend bei C. In Süd-Nord-Richtung wird nur das Gebiet zwischen 80° Süd bis 84° Nord zugelassen. Der Streifen von 80° Süd bis 72° Süd wird Schnitt C, der von 72° Süd bis 64° Süd D usw. genannt. Eine Ausnahme bildet der Breitenstreifen X zwischen 72° Nord und 84° Nord. Er ist 12° breit.

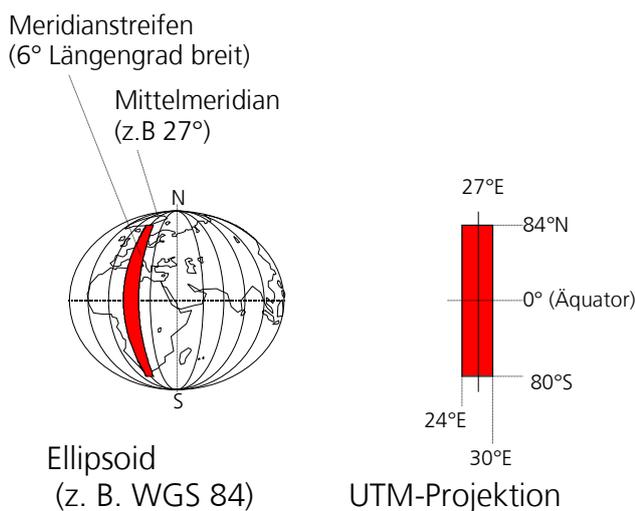


Bild 20: Prinzip der Abbildung einer (von sechzig) Zone

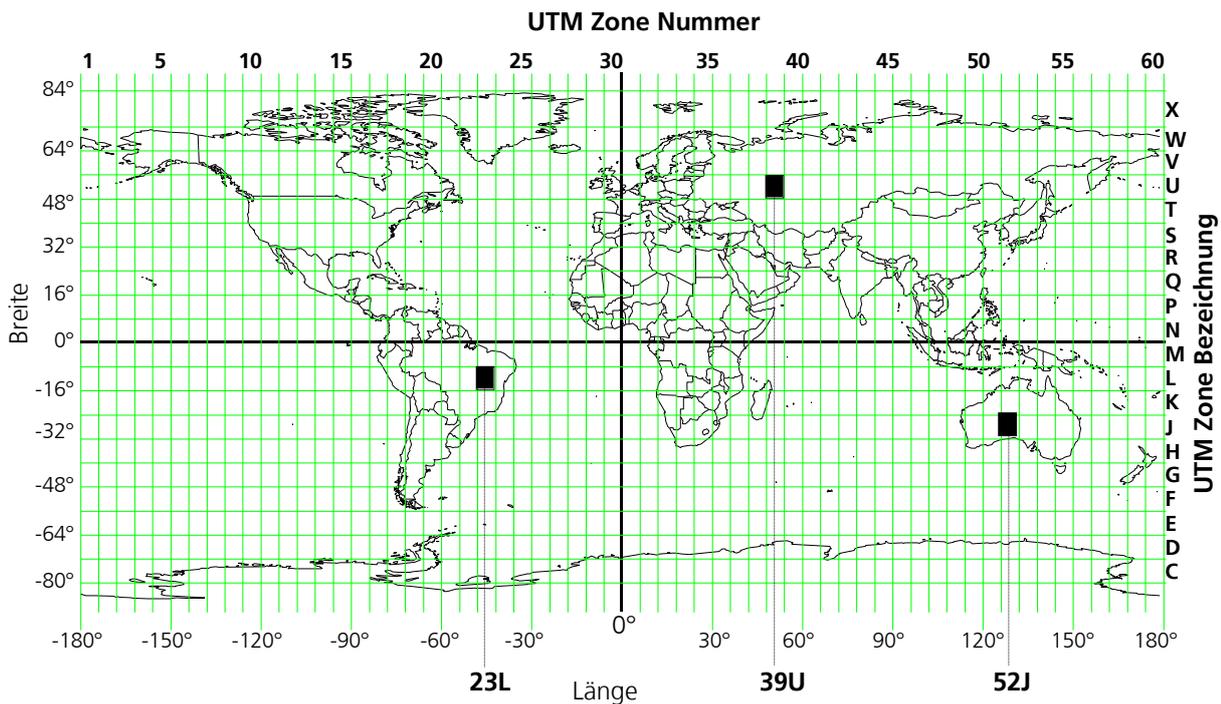


Bild 21: Bezeichnung der Zonen bei UTM, mit Beispiele

Der Süd-Nord- Wert wird wie bei Gauss-Krüger als Abstand des Punktes vom Äquator in Kilometern gemessen, wobei auf der Südhalbkugel 10'000'000 m hinzuaddiert werden, um negative Werte zu vermeiden. Die West-Ost-Werte sind der Abstand vom Mittelmeridian, welcher wie bei Gauss-Krüger den Wert 500'000 m bekommt.

Beispiel (siehe auch Bild 22)

WGS 84:	E 9.406507973°	N 46.810321532°
UTM:	32T 531014.19m E	5184166.40m N



Bild 22: Anzeige der WGS-84- und UTM-Koordinaten mit Google Earth

2.4.3 Schweizer Projektionssystem (konforme Doppelprojektion)

Das Bessel-Ellipsoid wird in zwei Schritten konform, also winkeltreu, in der Ebene abgebildet. Zuerst erfolgt eine konforme Abbildung des Ellipsoids auf einer Kugel, danach wird die Kugel konform in der Ebene über eine schiefachsige Zylinderabbildung abgebildet. Dieses Verfahren wird Doppelprojektion genannt (Bild 23). Ein Hauptpunkt auf dem Ellipsoid (alte Sternwarte von Bern) wird bei der Abbildung des Ursprungs (mit Offset: $Y_{\text{Ost}} = 600'000$ m und $X_{\text{Nord}} = 200'000$ m) des Koordinatensystems in der Ebene gelagert.

Auf der Landeskarte der Schweiz (z.B. Massstab 1:25000) befinden sich zwei verschiedene Koordinatenangaben:

- die auf die Ebene projizierten Landeskoordinaten (X und Y in Kilometern) mit zugehörigem Gitternetz und
- die geographischen Koordinaten (Länge und Breite in Grad und Sekunde) bezogen auf das Bessel-Ellipsoid

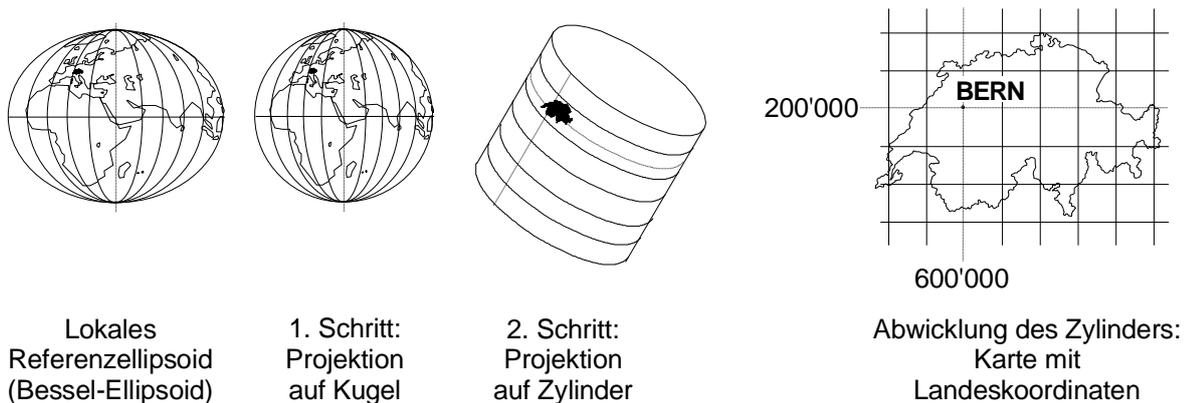


Bild 23: Prinzip der Doppelprojektion

Bis zur Ausgabe der Positionskoordinaten müssen die Laufzeiten von 4 Satelliten bekannt sein. Erst dann wird über umfangreiche Be- und Umrechnungen die Position in den schweizerischen Landeskoordinaten ausgegeben (Bild 24).



Bild 24: Vom Satelliten bis zur Position

2.4.4 Weltweite Koordinaten Umrechnung

Im Internet finden sich mehrere Möglichkeiten, um Koordinaten von einem System in ein anderes umzurechnen. [vi].

2.4.4.1 Beispiel: Umrechnung WGS-84-Koordinaten zu CH-1903 Koordinaten

(Aus Bezugssystemen in der Praxis, Urs Marti, Dieter Egger, Bundesamt für Landestopographie)

Hinweis: die Genauigkeit liegt im **1-Meter**-Bereich!

1. Breite und Länge umwandeln:

Die Breite und die Länge der WGS-84-Angaben sind in Sexagesimalsekunden ["] umzuwandeln.

Beispiel:

1. Die Breite (WGS-84) von $46^{\circ} 2' 38,87''$ ergibt umgerechnet $165758.87''$. Diese Grösse wird als B bezeichnet:
 $B = 165758.87''$.
2. Die Länge (WGS-84) von $8^{\circ} 43' 49,79''$ ergibt umgerechnet $31429.79''$. Diese Grösse wird als L bezeichnet:
 $L = 31429.79''$.

2. Hilfsgrössen berechnen:

$$\Phi = \frac{B - 169028.66''}{10000} \quad \Lambda = \frac{L - 26782.5''}{10000}$$

Beispiel:

$$\Phi = -0.326979$$

$$\Lambda = 0.464729$$

3. Berechnung der Abszisse (W---E): y

$$y[\text{m}] = 600072.37 + (211455.93 \cdot \Lambda) - (10938.51 \cdot \Lambda \cdot \Phi) - (0.36 \cdot \Lambda \cdot \Phi^2) - (44.54 \cdot \Lambda^3)$$

Beispiel: $y = 700000.0\text{m}$

4. Berechnung der Ordinate (S---N): x

$$x[\text{m}] = 200147.07 + (308807.95 \cdot \Phi) + (3745.25 \cdot \Lambda^2) + (76.63 \cdot \Phi^2) - (194.56 \cdot \Lambda^2 \cdot \Phi) + (119.79 \cdot \Phi^3)$$

Beispiel: $x = 100000.0\text{m}$

5. Berechnung der Höhe H:

$$H[\text{m}] = (\text{Höhe}_{\text{WGS-84}} - 49.55) + (2.73 \cdot \Lambda) + (6.94 \cdot \Phi)$$

Beispiel:

$\text{Höhe}_{\text{WGS-84}} = 650.60\text{m}$ ergibt nach der Umrechnung: $H = 600\text{m}$

2.5 Georeferenzierung von Rasterkarten

2.5.1 Einleitung

Unter Georeferenzierung (engl. Georeferencing) versteht man die Zuordnung einer Rasterkarte (Ursprung) zu einer geographischen Karte (Abbildung). Die Lage von jedem Punkt auf der Rasterkarte ist durch die Pixelkoordinaten (X, Y) gegeben. Die Rasterkarte liegt z. B. im .JPG-, .BMP-, .GIF-, .PNG-Datenformat vor und wurde ev. aus einer Satellitenfotographie oder einer gescannten Karte gewonnen. Jeder Punkt auf der geographischen Karte ist durch geographische Koordinaten (X', Y') bestimmt. Die Ursprungskarte muss mit einem geeigneten mathematischen Verfahren zu einer geographischen Karte mit Koordinatensystem (Bild 25) transformiert werden. In diesem Abschnitt wird das Transformationsverfahren erklärt.

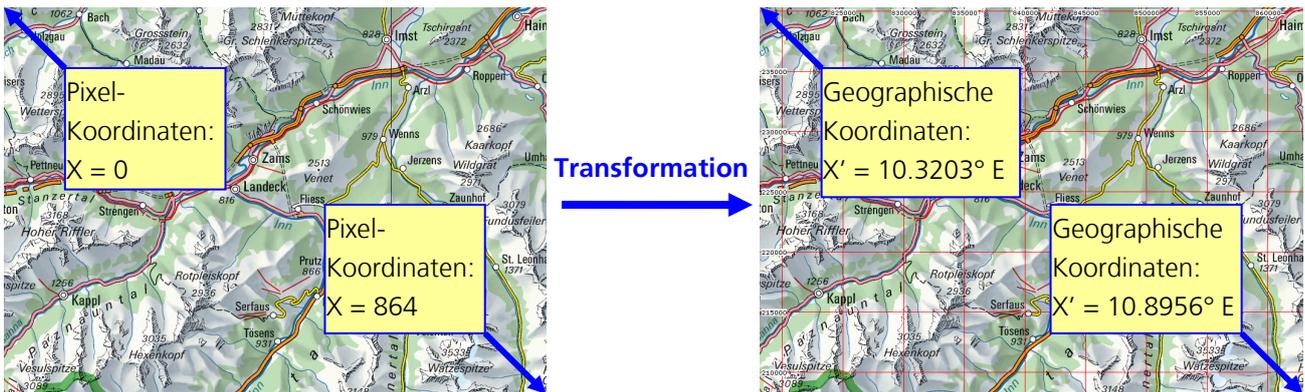


Bild 25: Rasterkarte mit Pixelkoordinaten X, Y (links) und Karte mit geographischen Koordinaten X', Y'

2.5.2 Grundlagen zur Transformation

Die Transformation von der Rasterkarte zur Karte mit Koordinatensystem erfolgt mit den Regeln der Affine Transformation (auch affine Abbildung oder lineare Transformation genannt). Das Verfahren eignet sich nur für kleine Kartenabschnitte (einige Kilometer Kantenlänge). Bei der Koordinatentransformation werden Koordinaten von einem Ursprungs-Koordinatensystem (Ursprung) in ein anderes Koordinatensystem (Abbildung) übertragen. Dies ist der Übergang von den ursprünglichen Koordinaten (X, Y) zu den neuen Koordinaten (X', Y').

2.5.2.1 Bestimmung der Abbildungskordinaten

Algebraische Schreibweise (zur Definition, siehe Bild 26):

$$\begin{aligned} X' &= a \cdot X + b \cdot Y + c \\ Y' &= d \cdot X + e \cdot Y + f \end{aligned}$$

Matrizenschreibweise:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \text{Abbildungs-} \\ \text{Koordinaten} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \text{Transformations-} \\ \text{Parameter} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \text{Ursprungs-} \\ \text{Koordinaten} \end{bmatrix} \\ &= \\ \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ 1 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} a & b & c \\ d & e & f \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ 1 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

[1]

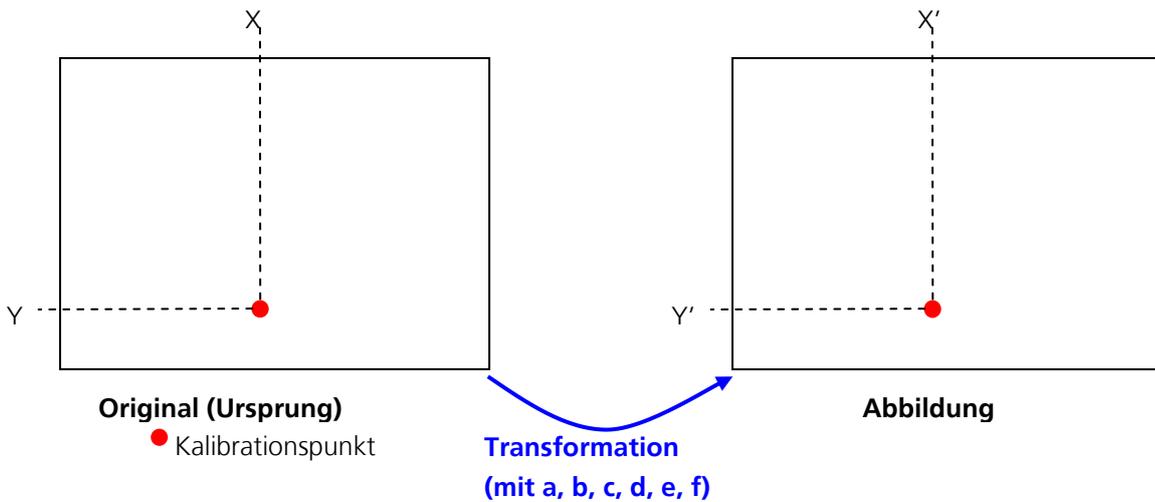


Bild 26: Definition der Abbildungspunkte

2.5.2.2 Bestimmung der Transformationsparameter a, b, c, d, e, f

Die 6 Transformationsparameter (a, b, c, d, e, f) müssen aus drei verschiedenen Koordinatenpaaren (Kalibrationspunkte) ermittelt werden.

Um die 6 Transformationsparameter (a, b, c, d, e, f) zu berechnen, müssen 6 Gleichungen mit 6 Unbekannte aufgelöst werden. Die Herleitung der Formel zur Bestimmung der Transformationsparameter (a, b, c, d, e, f) erfolgt in drei Schritten.

1. Kalibrierung der Abbildung:

Drei Kalibrationspunkte (möglichst gut im Bild verteilt, siehe Bild 27) werden gewählt. Von diesen drei Kalibrationspunkten werden jeweils die Ursprungskordinaten (X, Y) und die Abbildungskordinaten (X', Y') definiert.

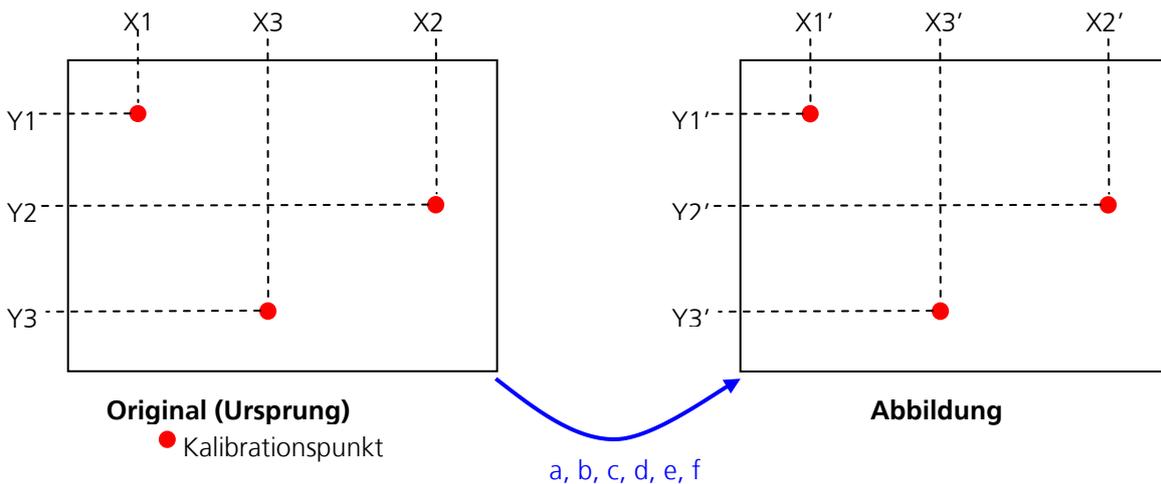


Bild 27: Die drei Kalibrationspunkte müssen auf der Karte gut verteilt sein

Kalibrierungskordinaten:

$$X1, Y1, X1', Y1'$$

$$X2, Y2, X2', Y2'$$

$$X3, Y3, X3', Y3'$$

2. Aufstellung der Transformationsgleichung:

Formel [I] kann für alle 6 Abbildungskordinaten umgeformt werden

$$X1' = a \cdot X1 + b \cdot Y1 + c$$

$$Y1' = d \cdot X1 + e \cdot Y1 + f$$

$$X2' = a \cdot X2 + b \cdot Y2 + c$$

[II]

$$Y2' = d \cdot X2 + e \cdot Y2 + f$$

$$X3' = a \cdot X3 + b \cdot Y3 + c$$

$$Y3' = d \cdot X3 + e \cdot Y3 + f$$

Gleichung [II] wird in Matrizen-Form dargestellt

$$\begin{bmatrix} X1' \\ Y1' \\ X2' \\ Y2' \\ X3' \\ Y3' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X1 & Y1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X1 & Y1 & 1 \\ X2 & Y2 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X2 & Y2 & 1 \\ X3 & Y3 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X3 & Y3 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \\ e \\ f \end{bmatrix} \quad \text{[III]}$$

3. Bestimmung der Transformationsparameter a, b, c, d, e, f, g:

Gesucht ist der Lösungsvektor [a, b, c, d, e, f]. Die Gleichung [III] wird nach dem Lösungsvektor umgeformt.

$$\begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \\ e \\ f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X1 & Y1 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X1 & Y1 & 1 \\ X2 & Y2 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X2 & Y2 & 1 \\ X3 & Y3 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X3 & Y3 & 1 \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} X1' \\ Y1' \\ X2' \\ Y2' \\ X3' \\ Y3' \end{bmatrix} \quad \text{[IV]}$$

2.5.3 Beispiel (Rasterkarte zu WGS84)

Folgende Karte (Bild 28) soll georeferenziert werden. Zur Kalibration werden drei Referenzpunkte verwendet.



Bild 28: Rasterkarte mit drei Kalibrationspunkten [vii]

	X (Pixel)	Y (Pixel)	X' (°)	Y' (°)
Kalibrationspunkt 1	111	76	-1.974449	42.733900
Kalibrationspunkt 2	1220	87	-1.784248	42.732135
Kalibrationspunkt 3	623	738	-1.886730	42.650122

Bestimmung der Transformationsparameter, gemäss Formel [IV]

$$\begin{bmatrix} a \\ b \\ c \\ d \\ e \\ f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0001887 \\ -0.0000134 \\ -1.9943709 \\ -0.0000004 \\ -0.0001263 \\ 42.7435373 \end{bmatrix}$$

Bestimmung der Koordinaten einer Position



Bild 29: Bestimmung der Position mit den Pixelkoordinaten X = 643 und Y = 370

Mit der Formel:

$$X' = a \cdot X + b \cdot Y + c$$

$$Y' = d \cdot X + e \cdot Y + f$$

ergeben sich für X' und Y' folgende geographische Koordinaten:
Longitude X' = - 1.883248° und Latitude Y' = 42.69659°



Bild 30: Überprüfung der berechneten geographischen Koordinaten mit Google Earth [viii]



(Seite absichtlich leer)

3 Grundlagen der Satellitentechnik

Möchten **Sie** . . .

- wissen, welche Gesetzmässigkeiten für die Flugbahnen von Satelliten gelten?
- den Unterschied zwischen den einzelnen Kepler'schen Gesetzen kennen?
- die verschiedenen bei GNSS eingesetzten Zeitsysteme unterscheiden können?

dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

3.1 Die Keplerschen Gesetze

Die Bewegung von Satelliten wird durch die Gesetze für die Planetenbewegung beschrieben, den sogenannten Keplerschen Gesetzen.

3.1.1 Das 1. Keplersche Gesetz

Die Planeten bewegen sich in einer Ebene. Die Bahnen um die Sonne sind Ellipsen, wobei sich die Sonne in einem Brennpunkt befindet.

Für Satelliten gilt: Die Satelliten bewegen sich in einer Ebene (Bild 31). Die Bahnen um die Erde sind Ellipsen, wobei sich die Erde in einem Brennpunkt befindet.

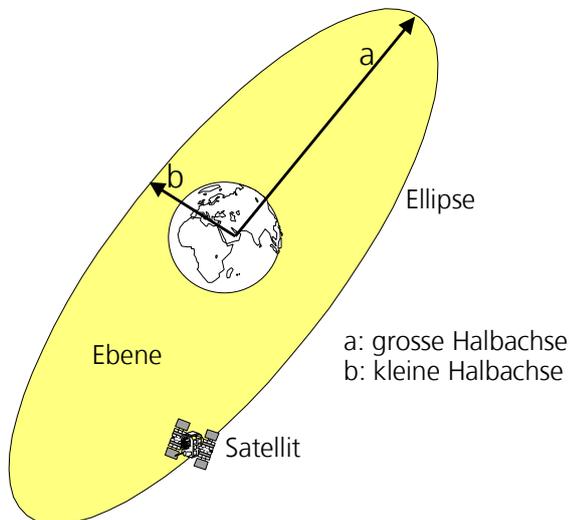


Bild 31: Die Satelliten bewegen sich in einer Ebene

3.1.2 Das 2. Keplersche Gesetz

Der Radiusvektor zwischen Sonne und Planeten überstreicht in gleichen Zeiten gleiche Flächen.

Für Satelliten gilt: Der Radiusvektor zwischen Erde und Satelliten überstreicht in gleichen Zeiten (T_{v_1} und T_{v_2}) gleiche Flächen (A_1 und A_2), siehe Bild 32.

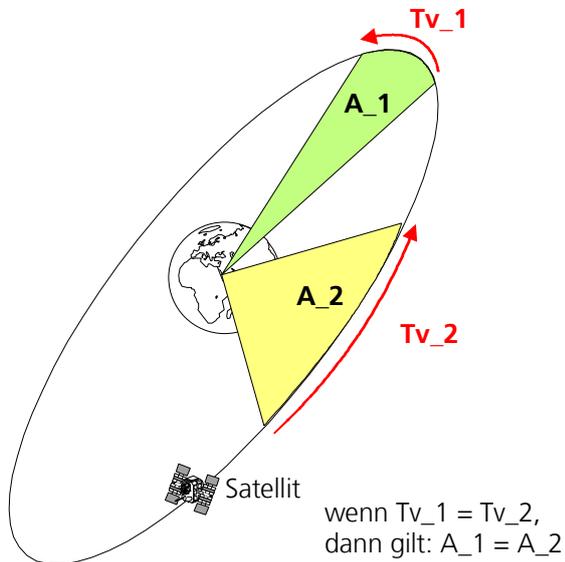


Bild 32: Veranschaulichung des 2. Keplerschen Gesetzes

3.1.3 Das 3. Keplersche Gesetz

Die Quadrate der Umlaufzeiten T zweier Planeten verhalten sich wie die dritten Potenzen der grossen Halbachsen a ihrer Bahnellipsen, d.h.:

$$\frac{T^2}{a^3} \text{ ist konstant für alle Planeten}$$

T = Umlaufzeit, a = grosse Halbachse der Bahnellipse

Aus diesem Gesetz kann die Satellitenbahnhöhe h (über der Erdoberfläche, siehe Bild 33) bei Kreisbahnen abgeleitet werden:

$$h = \sqrt[3]{3,9860042 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2} \cdot \left(\frac{T}{2\pi}\right)^2} - R_e \quad [\text{m}]$$

R_e : Erdradius (6378.137km)

T : Umlaufzeit des Satelliten um die Erde

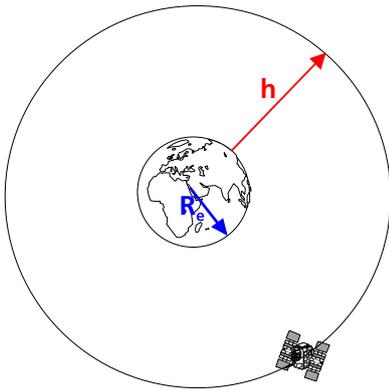


Bild 33: Zur Bestimmung der Satellitenbahnhöhe

3.2 Satellitenumlaufbahnen

Mit der Satellitenbahn wird die Position eines Satelliten im Weltraum beschrieben. Die für die Satellitennavigation eingesetzten Satelliten bewegen sich auf kreisförmigen oder elliptischen endlosen Satellitenumlaufbahnen (Orbit) um die Erde. Ihre räumliche Lage (z. B. Inklination, Exzentrizität, Bahnlänge, Höhe über Grund) und Bewegungsparameter (Bahnperiode) haben wesentlichen Einfluss auf die Anwendungsbereiche und Leistungsmerkmale der genutzten Satelliten (Bild 34).

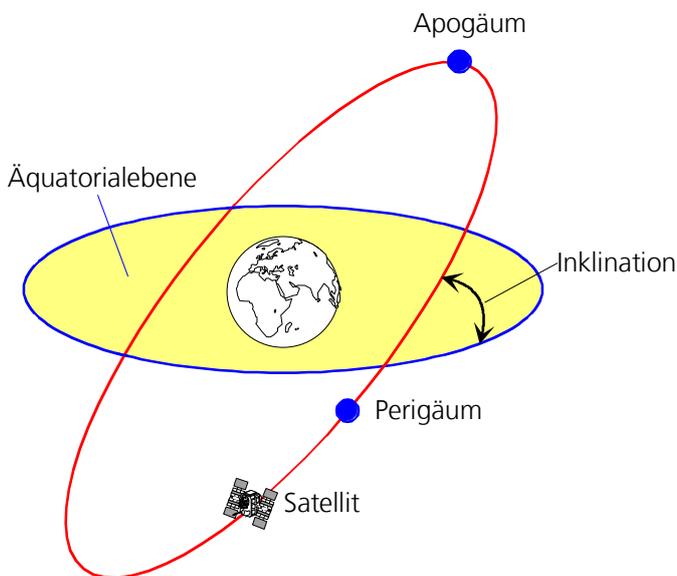


Bild 34: Satellitenbahnen

- Die **Inklination**, auch Inklinationwinkel oder Bahnneigung genannt, bezeichnet die Neigung der kreisförmigen oder elliptischen Bahnebene von Erdsatelliten gegenüber der Äquatorialebene. Beispiel: Bei einer Inklination von 90° würde die Bahnebene direkt über die Polkappen verlaufen. Alle Satellitenumlaufbahnen, die nicht in der Äquatorialebene liegen, bezeichnet man als „inklinierte Umlaufbahnen“.
- Bei einem Satelliten beschreiben die **Ephemeriden** (engl. Ephemeris) in mathematischer Form die Umlaufbahn des Satelliten. Die hochpräzisen Bahndaten der Satelliten werden benötigt, damit der

Empfänger zu jeder Zeit die genaue Position der Satelliten im Raum berechnen kann. Ein Satz Bahndaten mit reduzierter Genauigkeit wird **Almanach** genannt (siehe Bild 35). Mit Hilfe des Almanachs berechnet der Empfänger bei ungefähr bekannter Position und Zeit, welche der Satelliten vom Standort aus über dem Horizont sichtbar sind. Jeder der Satelliten sendet seine eigenen Ephemeriden sowie die Almanachs aller existierenden Satelliten aus. Die aktuellen Almanach-Daten können über das Netz eingesehen werden [ix].

- Der Ausdruck **Elevation** (Höhenwinkel) bezeichnet den Winkelabstand eines Satelliten von der Horizontalebene. Steht der Satellit senkrecht über dem Beobachtungspunkt, beträgt die Elevation 90°. Steht der Satellit auf der Höhe des Horizonts, beträgt die Elevation 0°.
- Das **Azimut** ist die auf Norden bezogene horizontale Richtung zu einem Satelliten. Beispiel: Nordrichtung = 0°, Ostrichtung = 90°, Südrichtung = 180°, Westrichtung = 270°.
- Die **Exzentrizität** beschreibt die Abweichung einer elliptischen Satellitenumlaufbahn (exzentrische Umlaufbahn) von einer geometrisch exakten Kreisbahn. Für die Numerische Exzentrizität e gilt:

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}$$

wobei a die grosse und b die kleine Halbachse der Ellipsenbahn verkörpern. Für eine Kreisbahn gilt: $e = 0$; je gestreckter die Ellipse ist, umso mehr nähert sich e dem Wert 1.

- Das **Apogäum** bezeichnet den am weitesten entfernten Punkt einer elliptischen Satellitenumlaufbahn vom Erdmittelpunkt. Zieht man von dieser Entfernung den Erdradius (ca. 6378 km) ab, so erhält man die Maximalhöhe der Satellitenbahn über der Erdoberfläche („Höhe über Grund“).
- Das **Perigäum** ist der erdnächste Punkt. Zieht man von dieser Entfernung den Erdradius ab, so erhält man die Minimalhöhe der Satellitenbahn über der Erdoberfläche.

```

***** Week 489 almanac for PRN-31 *****
ID:                31
Health:            000
Eccentricity:      0.7089138031E-002
Time of Applicability(s): 61440.0000
Orbital Inclination(rad): 0.9708385468
Rate of Right Ascen(r/s): -0.7818016456E-008
SQRT(A) (m 1/2):   5153.567383
Right Ascen at Week(rad): -0.1032107234E+001
Argument of Perigee(rad): -1.214498162
Mean Anom(rad):    0.2263488293E+001
Af0 (s):           -0.4673004150E-004
Afl (s/s):         0.0000000000E+000
week:              489

```

Bild 35: Almanach-Beispiel (Januar 2009)

3.3 Bahnhöhe

Die Bahnhöhe gibt die Höhe eines Bahnpunktes kreisförmiger oder elliptischer Satellitenumlaufbahnen über der Erde („Höhe über Grund“) an. Ursprünglich wurden kommerzielle Nachrichtensatelliten vorzugsweise in eine kreisförmige Äquatorialbahn (Inklination 0°) gebracht, deren Bahnhöhe etwa 36'000 km über Grund beträgt. Satelliten auf dieser Umlaufbahn umkreisen die Erde in 24 Stunden (Bahnperiode: 24 Stunden), so dass sie keine

Relativbewegung zur Erde ausführen. Sie werden deshalb auch als geostationäre (GEO) Satelliten bezeichnet. Ihre Umlaufbahn ist der „geostationäre Orbit“. GEO-Satelliten verwenden z. B. Kommunikationssatelliten Inmarsat und Thuraya bzw. SBAS-Systeme wie WAAS und EGNOS (siehe Abschnitt 7.5). Neben den relativ hochstehenden GEO-Satelliten, die grosse Teile der Erdoberfläche ausleuchten können, kommen beim Aufbau weiterer Satellitensysteme (z. B. Iridium, Globalstar, GPS und GALILEO) Satelliten zum Einsatz, die die Erde auf inklinierten Umlaufbahnen weitaus geringerer Bahnhöhe umkreisen. Dabei gilt, dass die Satelliten umso schneller die Erde umkreisen müssen, je niedriger die Bahnhöhe der Satelliten ist, da nur durch eine höhere Fliehkraft die grössere Erdanziehung ausgeglichen wird. Im Gegensatz zu den GEO-Satelliten führen diese Satelliten (nicht geostationäre Satelliten) eine Relativbewegung zur Erde aus. Sie bewegen sich im sogenannten Non Geostationary Satellite Orbit (NGSO). Unterschieden werden im Allgemeinen sechs Kategorien von Umlaufbahnen:

- Geosynchronous Earth Orbit (**GEO**): geostationäre Kreisbahn mit einer Bahnhöhe von etwa 36'000km
- Medium Earth Orbit (**MEO**): inklinierte Kreisbahn mittlerer Bahnhöhe von etwa 10'000 km
- Low Earth Orbit (**LEO**): Kreisbahn niedriger Bahnhöhe bis etwa 1'000 km
- Highly (Inclined) Elliptical Earth Orbit (**HEO**): hochelliptische inklinierte Umlaufbahn
- Inclined Geosynchronous Orbit (**IGSO**): inklinierte geosynchrone Umlaufbahn
- Polar Earth Orbit (**PEO**): LEO-Bahn über den Polkappen

Beispiel 1: Bestimmung der Bahnhöhe eines GEO-Satelliten:

Die Höhe eines Satelliten, die genau erfüllt sein muss, damit er sich in einer geostationären Umlaufbahn befindet wird bestimmt. Der mittlere siderische (d. h. auf die Fixsterne bezogen) Tag dauert 23 Stunden, 56 Minuten, 4,099 Sekunden = 86164,099 s und entspricht einer geometrisch vollständigen Umdrehung der Erde von 360° in einem sternfesten System.

Aus Abschnitt 3.1.3 ist die Formel bekannt:

$$h = \sqrt[3]{3,9860042 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2} \cdot \left(\frac{T}{2\pi}\right)^2} - R_e = \sqrt[3]{3,9860042 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2} \cdot \left(\frac{86164,099 \text{ s}}{2\pi}\right)^2} - 6378137\text{m} =$$

$$= 35786035\text{m} = 35786,035\text{k m}$$

Beispiel 2: Bestimmung der Umlaufzeit eines GPS-Satelliten.

GPS-Satelliten haben eine mittlere Höhe über Grund von 20'184.5 km. Die mittlere Umlaufzeit T eines GPS-Satelliten wird bestimmt.

$$T = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(h + R_e)^3}{3,9860042 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}}} = 2 \cdot \pi \cdot \sqrt{\frac{(20184500\text{m} + 6378137\text{m})^3}{3,9860042 \cdot 10^{14} \frac{\text{m}^3}{\text{s}^2}}} = 43084\text{s} = 11\text{h } 58\text{min}$$

Dies entspricht einem halben siderischen Tag. Da die Erde sich in dieser Zeit ebenfalls dreht, befindet sich der GPS-Satellit nach zwei Umläufen wieder über dem gleichen Ausgangspunkt.

3.4 Funkfrequenzen

Die Nachrichtenübertragung satellitengestützter Navigations- und Telekommunikationssysteme beruht auf Funkübertragungen zwischen den Systemkomponenten:

- User Link: zwischen Satellit und Nutzer (z. B. Nutzerterminal)

- Feeder Link: zwischen Satellit und Zentralstation auf der Erde (z. B. Erdfunkstelle, Hubstation, Bodenstation)
- Intersatellite Link: zwischen Satellit und Satellit im Weltraum (direkt, ohne Einschaltung einer Bodenstation)

Hinsichtlich der Übertragungsrichtung der Funkübertragungen unterscheidet man:

- Aufwärtsstrecke (Uplink, auch Reverse Link): Übertragungsrichtung von Satellitenfunkstation (Bodenstation und/oder Nutzerterminal) „aufsteigend“ zum Satelliten; Beispiel: User Uplink, die Senderichtung eines mobilen Nutzerterminals
- Abwärtsstrecke (Downlink, Forward Link): Übertragungsrichtung vom Satelliten „absteigend“ zur Satellitenfunkstation

Die Frequenzen des Satellitenfunks werden von der Weltfunkkonferenz (World Radio Conference = WRC) der Internationalen Fernmeldeunion (International Telecommunication Union = ITU) festgelegt und verwaltet. Typische Frequenzbänder, die bei der kommerziellen Satellitenkommunikation und –navigation mittels elektromagnetischer Funks benutzt werden, zeigt Tabelle 4.

Band	Frequenzen
P-Band	0,2 GHz bis 0,4 GHz
L-Band	0,4 GHz bis 1,6 GHz
S-Band	1,6 GHz bis 3,6 GHz
C-Band	3,6 GHz bis 6,6 GHz
Ku-Band	10 GHz bis 20 GHz
Ka-Band	20 GHz bis 36 GHz
Q-Band	36 GHz bis 46 GHz
V-Band	46 GHz bis 56 GHz
W-Band	56 GHz bis 100 GHz

Tabelle 4: Frequenzbänder der Satellitenkommunikation und – navigation

3.5 Zeitsysteme

Die Zeit spielt für die Positionsbestimmung mittels Satelliten eine grundlegende Rolle. Bei GPS unterscheiden wir fünf wichtige Zeitsysteme.

3.5.1 Atomzeit (TAI)

Für die Bereitstellung einer universellen, 'absoluten' Zeitskala, welche den vielfältigen Ansprüchen der physikalischen Praxis entspricht und gleichzeitig auch für die GPS-Positionierung von Bedeutung ist, wurde die internationale Atomzeitskala (Temps Atomique International = TAI) eingeführt. Seit 1967 ist die Sekunde über eine atomphysikalische Konstante definiert. Als Referenz wurde das nichtradioaktive Element Caesium ¹³³Cs gewählt. Die Resonanzfrequenz zwischen ausgewählten Energiezuständen dieses Atoms wurde auf 9 192 631 770 Hz festgelegt. Die so definierte Zeit ist damit Bestandteil des SI-Systems (Système International). Der Startpunkt der Atomzeit war am 01.01.1958 um 00.00 Uhr.

3.5.2 Koordinierte Weltzeit (UTC)

Um in der Praxis über eine Zeitskala zu verfügen, welche sich an der universellen Atomzeit orientiert und gleichzeitig an die Weltzeit angepasst ist, wurde international die Koordinierte Weltzeit (Universal Time

Coordinated = UTC, früher auch als Greenwich Mean Time oder Zulu-Time bekannt [X]) eingeführt. Sie unterscheidet sich zu TAI durch die Sekundenzählung, d.h. $UTC = TAI - n$, wobei $n =$ Sekunden in ganzer Zahl, welche am 1. Januar oder 1. Juni eines Jahres geändert werden können (Schaltsekunden). Um einigermaßen synchron zur Erdrotation zu bleiben, wird bei UTC periodisch eine zusätzliche Schaltsekunde eingeführt. In diesem Fall verlängert sich das entsprechende Jahr um eine Sekunde.

3.5.3 GPS-Zeit

Die allgemeine GPS-Systemzeit wird durch eine Wochennummer und die Zahl der Sekunden innerhalb der jeweiligen Woche angegeben. Anfangsdatum ist Sonntag, der 6. Januar 1980 um 0.00 Uhr (UTC). Jede GPS-Woche startet in der Nacht von Samstag auf Sonntag, wobei die kontinuierliche Zeitskala durch die Hauptuhr der Master Control Station vorgegeben wird. Die auftretenden Zeitdifferenzen zwischen GPS- und UTC-Zeit werden ständig errechnet und der Navigationsnachricht beigelegt. GPS-Zeit und UTC differieren um ganze Sekunden (im Jahre 2009 betrug die Differenz GPS-Zeit - UTC 15 Sekunden) und einen Bruchteil einer Sekunde. Die GPS-Kontrollstationen halten die Differenz zwischen den Sekundenmarken von GPS-Zeit zur UTC kleiner als $1 \mu s$. Die Differenz zwischen GPS-Zeit und UTC wird mit der GPS-Navigationsnachricht (siehe Abschnitt 4.5) im Unterrahmen 4 übertragen.

3.5.4 Satelliten-Zeit

Aufgrund konstanter und unregelmässiger Frequenzfehler der Atom-Uhren von jedem einzelnen GPS-Satelliten, unterscheidet sich die individuelle Satellitenzeit von der GPS-Systemzeit. Die Satellitenuhren werden von der Kontrollstation überwacht und allfällige Zeitdifferenzen vom jeweiligen Satelliten mit der GPS-Navigationsnachricht zur Erde übertragen. Die Zeitdifferenz muss während der lokalen GPS-Messung berücksichtigt werden.

3.5.5 Lokal-Zeit

Lokal-Zeit wird diejenige Zeit genannt, welche in einem bestimmten Gebiet verwendet wird. Das Verhältnis zwischen Lokalzeit und UTC-Zeit wird durch die Zeitzone und durch die Regeln zur Umschaltung zwischen Normalzeit auf Sommerzeit bestimmt.

Beispiel einer Zeitaufnahme (Tabelle 5) am 17. Januar 2011 (Schweiz)

local	2011-01-17 07:55:35	Monday	day 017	timezone UTC+1
UTC	2011-01-17 06:55:35	Monday	day 017	MJD 55578.28859
GPS	2011-01-17 06:55:50	week 1619	111350 s	cycle 1 week 0595 day 1
TAI	2011-01-17 06:56:09	Monday	day 017	34 leap seconds

Tabelle 5: Zeitsysteme, Januar 2011 [xi]

Für das Jahre 2011 gilt:

- $TAI - UTC = +34sec$
- $GPS - UTC = +15sec$
- $TAI - GPS = +19sec$



(Seite absichtlich leer)

4 Die Technik von GNSS am Beispiel von GPS erklärt

Möchten **Sie** . . .

- verstehen, warum bei GPS drei verschiedene Segmente benötigt werden?
- wissen, welche Funktionen die einzelnen Segmente ausüben?
- wissen, wie ein GPS-Satellit grundsätzlich aufgebaut ist?
- wissen, welche Informationen zur Erde gesendet wird?
- verstehen, wie das Satellitensignal erzeugt wird?
- verstehen, wie die Laufzeit der GPS-Signale ermittelt wird?
- verstehen, was Korrelation bedeutet?
- wissen, was Frames und Subframes sind?

dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

4.1 Beschreibung des gesamten Systems

Das Globale Positionierungs-System GPS besteht aus drei Segmenten (Bild 36):

- dem Weltraumsegment (alle funktionierenden Satelliten)
- dem Kontrollsegment (alle zur Überwachung des Systems dienenden Bodenstationen: Hauptquartier, Monitorstationen und Bodenkontrollstationen)
- dem Benutzersegment (alle zivilen und militärischen Anwender von GPS)

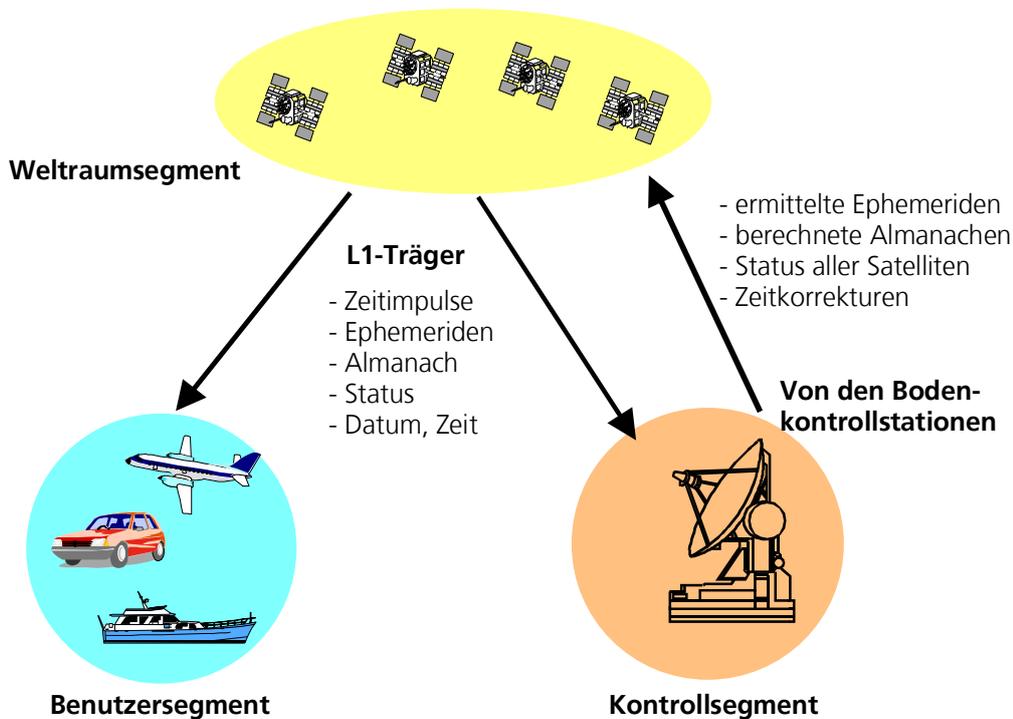


Bild 36: Die drei Segmente von GPS

Gemäss Bild 36 besteht zwischen Weltraumsegment und Benutzersegment eine unidirektionale Kommunikation. Die drei Bodenkontrollstationen sind mit Bodenantennen ausgerüstet, welche eine bidirektionale Kommunikation erlauben.

4.2 Weltraumsegment

4.2.1 Die Bewegung der Satelliten

Das Weltraumsegment besteht zurzeit aus 31 aktiven Satelliten, welche auf sechs verschiedenen Bahnen (vier bis fünf Satelliten pro Bahn) die Erde umkreisen (Bild 6). Die Bahnen sind 20'180km von der Erde entfernt und um 55° zum Äquator geneigt. Ein Satellit umkreist die Erde in rund 12h. Aufgrund der Erdrotation wird sich der gleiche Satellit nach ca. 24h (genau: 23h 56min) wieder über einem Ausgangspunkt befinden (Bild 37).

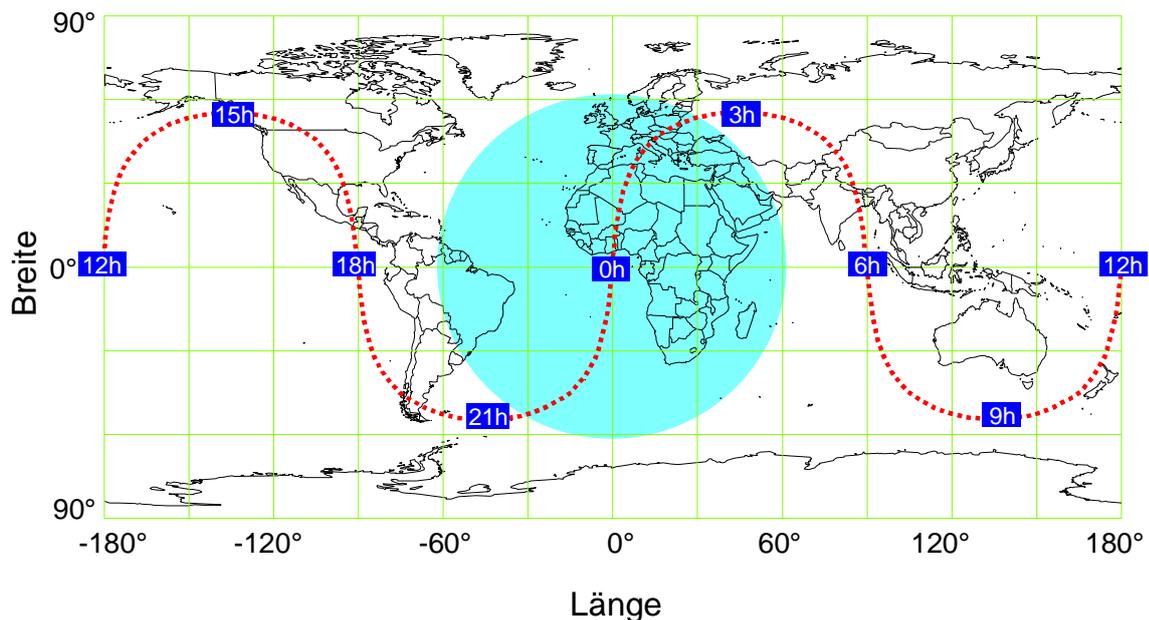


Bild 37: 24h-Bodenspur eines GPS-Satelliten mit Wirkungsbereich

Aus Bild 37 ist der Wirkungsbereich (Footprint) eines Satelliten ersichtlich. Im Wirkungsbereich der ca. 1/3 der Erdoberfläche beträgt, können die Satellitensignale empfangen werden. Eingezeichnet ist der Wirkungsbereich eines Satelliten, welcher sich genau über dem Schnittpunkt Äquator/Nullmeridian befindet.

Aus Bild 38 ist die Verteilung der 31 Satelliten zu einem bestimmten Zeitpunkt ersichtlich. Dank der ausgeklügelten Verteilung und der beträchtlichen Satellitenhöhe wird weltweit jederzeit Funkkontakt zu mindestens 4 Satelliten gewährleistet.

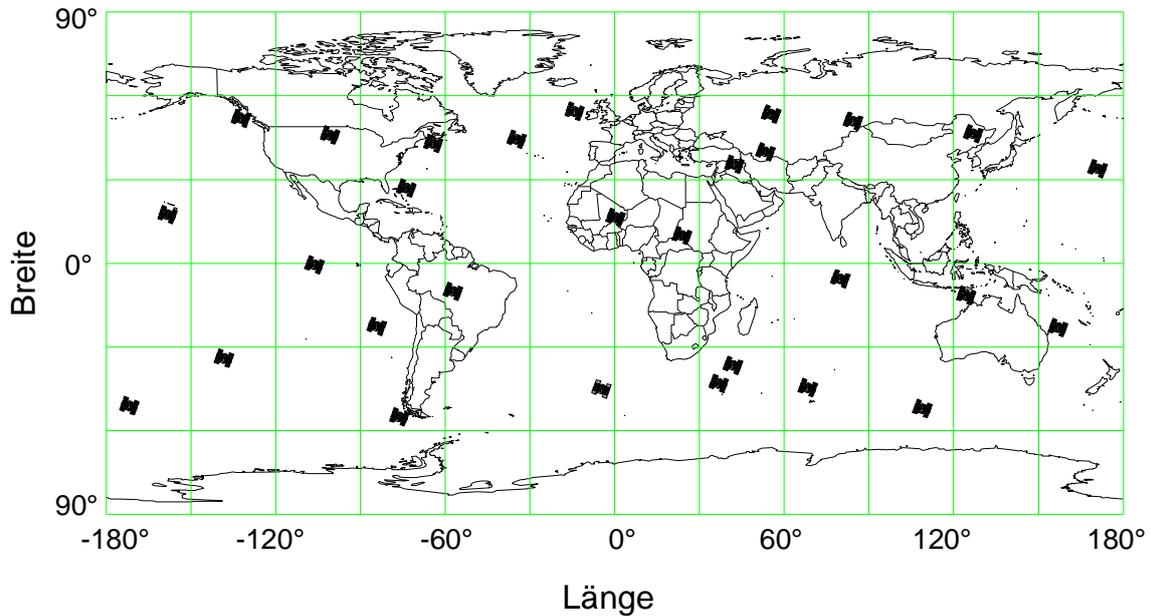


Bild 38: Position der 31 GPS-Satelliten am 14. April 2001 um 12.00h UTC

4.2.2 Die GPS-Satelliten

4.2.2.1 Aufbau eines Satelliten

Alle 28 Satelliten senden auf der gleichen Frequenz von 1575,42 MHz Zeitsignale und Daten aus, welche durch an Bord befindliche Atomuhren untereinander synchronisiert sind. Die minimale Leistung der auf der Erde empfangenen Signale liegt bei ca. -158dBW bis -160dBW [xii]. Gemäss den Spezifikationen kann die maximale auf der Erde empfangene Leistung ca. -153dBW betragen.

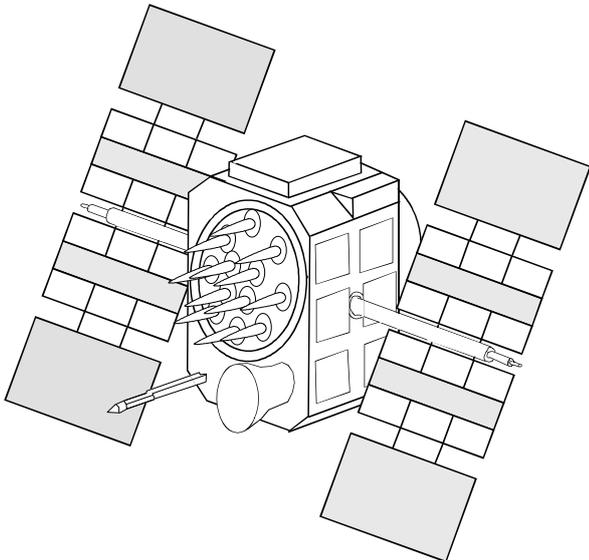


Bild 39: GPS-Satellit

4.2.2.2 Leistungsbilanz der Funkverbindung

Die Leistungsbilanz (Tabelle 6) zwischen einem Satelliten und einem Nutzer ist geeignet, um die erforderliche Satelliten-Sendeleistung zu eruiieren. Gemäss Spezifikationen darf die minimale Empfangsleistung den Wert von

-160dBW (-130dBm) nicht unterschreiten. Um diese Empfangsleistung zu gewährleisten, muss beim Satelliten die Sendeleistung des Trägers L1, moduliert mit dem C/A-Code, 21,9W betragen.

	Gewinn (+) /Verlust (-)	Absoluter Wert
Sendeleistung am Ausgang der Satelliten-Elektronik		13,4dBW (43,4dBm=21,9W)
Gewinn der Satelliten-Antenne (wegen Bündelung des Signals auf 14,3°)	+13,4dB	
Strahlungsleistung EIRP (Equivalent isotropically radiated power)		26,8dBW (56,8dBm)
Verluste durch Polarisationsfehlanspassung	-3,4dB	
Signaldämpfung im Weltall	-184,4dB	
Signaldämpfung in der Atmosphäre	-2,0dB	
Gewinn der Empfängerantenne	+3,0dB	
Leistung am Empfängereingang		-160dBW (-130dBm=100,0*10 ⁻¹⁸ W)

Tabelle 6: Leistungsbilanz des L1-Trägers moduliert mit dem C/A-Code

Im Freien beträgt die Leistung des GPS-Empfangssignals gemäss Spezifikationen mindestens -160dBW (-130dBm). Das Maximum der spektralen Leistungsdichte des empfangenen Signals wird mit -190 dBm/Hz angegeben (Bild 40). Die spektrale Rauschleistungsdichte ist ca. -174 dBm/Hz (bei einer Temperatur von 290 K). Das Maximum des empfangenen Signals liegt somit ca. 16 dB unter dem Rauschsignal.

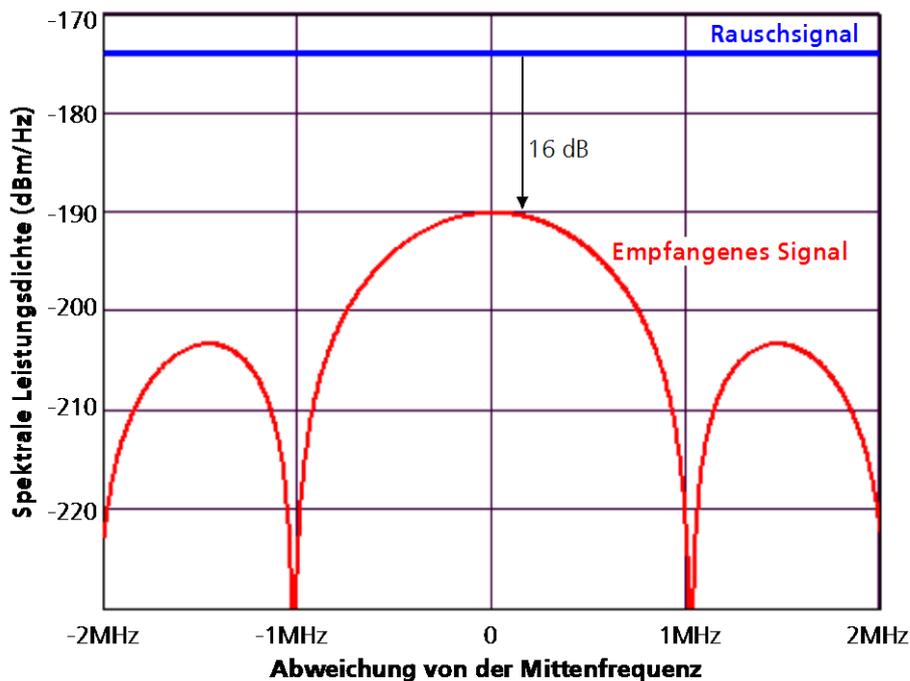


Bild 40: Spektrale Leistungsdichte des Empfangssignals und des Rauschsignals

4.2.2.3 Satellitensignal

Folgende Informationen (Navigationsnachricht, Navigation Message) werden vom Satelliten mit einer Taktrate von 50 Bit pro Sekunde [Xiii] ausgesendet:

- Satellitenzeit und Synchronisationssignale
- Präzise Bahndaten des Satelliten (Ephemeriden)
- Zeitkorrekturinformationen zur Bestimmung der exakten Satellitenzeit
- Ungenauere Bahndaten aller Satelliten (Almanach)
- Korrektursignale zur Berechnung der Laufzeit
- Daten über die Ionosphäre
- Informationen über den technischen Zustand (Status) der Satelliten

Die Übertragungszeit sämtlicher Informationen beträgt 12,5 Minuten. Anhand der Navigationsnachricht kann der Empfänger die Aussendezeit von jedem Satellitensignal und die exakte Position des Satelliten zur Aussendezeit bestimmen.

Das zivile Signal von GPS (SPS) wird mit dem C/A-Code (Coarse/Acquisition-Code, PRN-Code, Grobempfangs-Code mit einer Frequenz von 1,023 MHz) verschlüsselt und übertragen. Für den C/A-Code codiert jeder der 31 Satelliten die Daten mit einem ihm zugeordneten und nur einmal vorkommenden Muster. Dieses Muster besteht aus einer scheinbar zufälligen Folge (Pseudo Random Noise Code, PRN) von 1023 Nullen und Einsen (Bild 41).

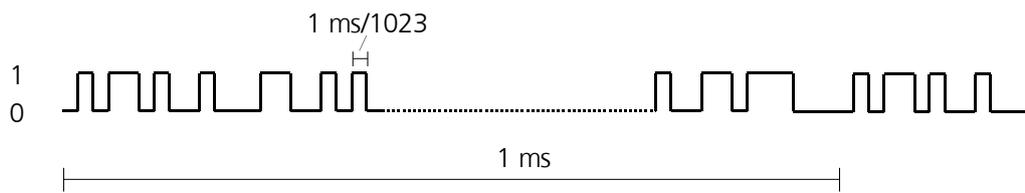


Bild 41: Pseudo Random Noise (PRN) für den C/A-Code

Das Muster mit einer Länge von einer Millisekunde wird ständig wiederholt und dient dem Empfänger zu zwei Zwecken:

- Identifikation: anhand der einmaligen Struktur des Musters weiss der Empfänger, von welchem Satelliten dieses Signal stammt.
- Laufzeitmessung

4.2.3 Erzeugung des Satellitensignals

4.2.3.1 Vereinfachtes Blockschema

An Bord der Satelliten befinden sich vier hochpräzise Atomuhren. Aus der Resonanzfrequenz einer der vier Atomuhren werden folgende zum Betrieb benötigte Takte und Frequenzen abgeleitet (Bild 42 und Bild 43):

- Der Datentakt von 50 Hz
- Der Takt des C/A-Codes (Coarse/Acquisition-Code, PRN-Code, Grobempfangs-Code mit einer Frequenz von 1,023 MHz), welcher die Daten mittels EXOR-Verknüpfung moduliert (dies bewirkt eine Bandspreizung der Daten)
- Die Frequenz des zivilen L1-Trägers (1575,42 MHz)

Die mit dem C/A-Code modulierten Daten modulieren wiederum den L1-Träger unter Verwendung des Bi-Phase-Shift-Keying (BPSK). Dabei wechselt die Phase des L1-Trägers bei jedem Wechsel der modulierten Daten um 180°.

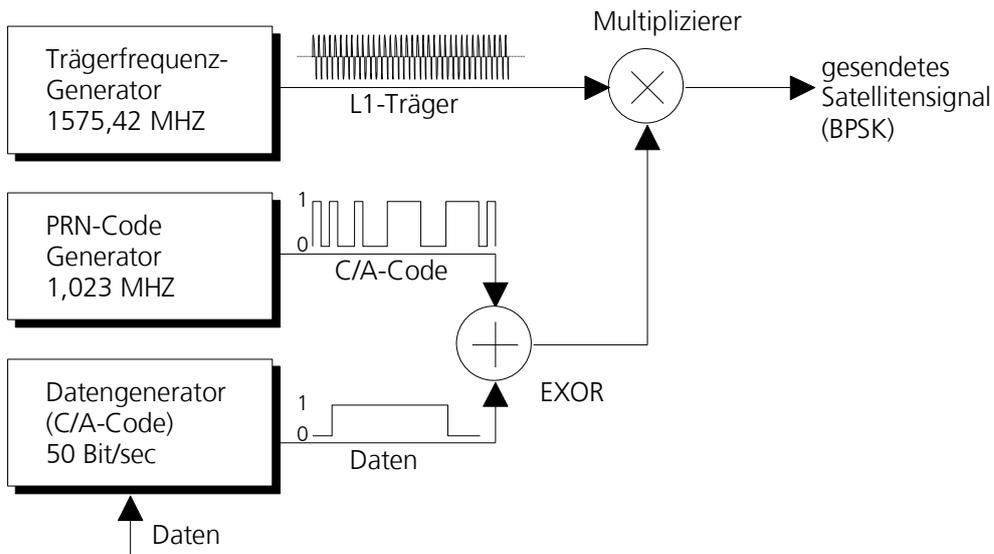


Bild 42: Vereinfachtes Satellitenblockschema

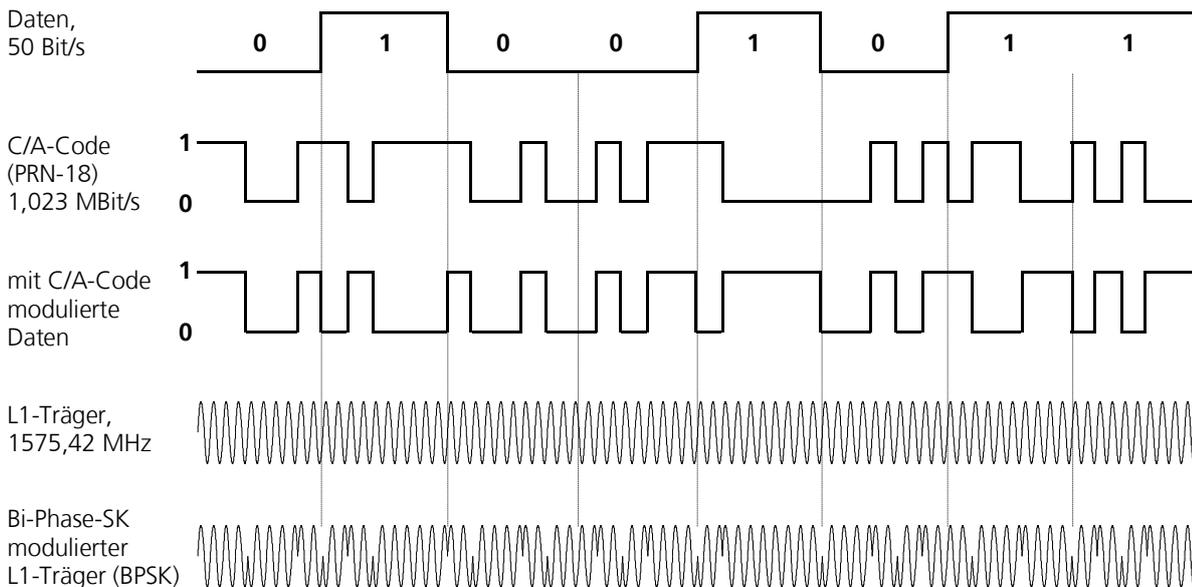


Bild 43: Datenstruktur eines GPS-Satelliten

4.2.3.2 Detailliertes Blockschema

Die Atomuhren des Satelliten weisen eine Stabilität von besser als $2 \cdot 10^{-13}$ auf [xiv]. Aus der Resonanzfrequenz einer der vier Atomuhren wird im Satelliten die Grundfrequenz von 10,23MHz abgeleitet, und wiederum aus dieser Grundfrequenz werden die Trägerfrequenz, die Datenfrequenz und der Takt für die Erzeugung einer Pseudozufallsfolge (Pseudorandomnoise, PRN, der C/A-Code (Coarse/ Acquisition-Code)) erzeugt (Bild 44). Da alle 31 Satelliten auf der gleichen Frequenz von 1575,42 MHz senden, wird das sogenannte CDMA-Multiplexverfahren (Code-Division Multiple-Access Verfahren) angewendet. Die Daten werden nach einer DSSS-Modu-

lation (Direct Sequence-Spread-Spectrum-Modulation) gesendet [XV]. Der C/A-Code-Generator weist eine Frequenz von 1,023MHz und eine Periode von 1'023 Schritten (Chips) auf, was einer Zeit von einer Millisekunde entspricht. Der verwendete C/A-Code (PRN-Code), welcher einer Gold-Folge entspricht, und somit günstige Korrelationseigenschaften aufweist, wird durch rückgekoppelte Schieberegister erzeugt.

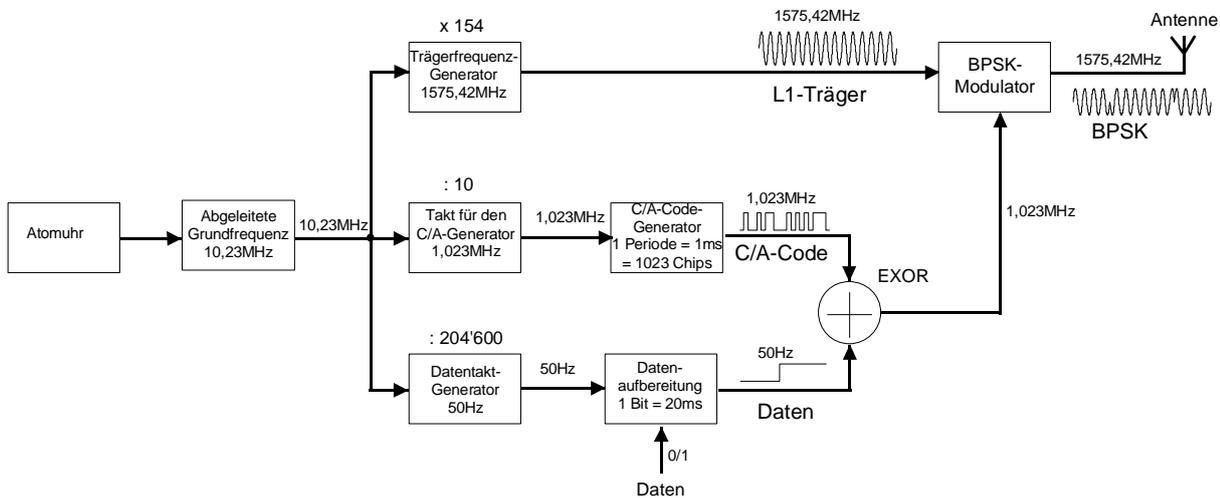


Bild 44: Detailliertes Blockschema eines GPS-Satelliten

Das vorgängig beschriebene Modulationsverfahren wird DSSS-Modulation (Direct Sequence Spread Modulation) genannt. Eine wichtige Rolle spielt dabei der C/A-Code. Im C/A-Code steckt nämlich die Identifikation und die Informationen jedes einzelnen Satelliten, da alle Satelliten auf der gleichen Frequenz von 1575,42 MHz senden. Der C/A-Code ist eine scheinbar zufällige Folge (Englisch: Pseudo-Random-Noise PRN) von 1023 Bits. Dieses, für jeden Satelliten einmalige Muster mit einer Länge einer Millisekunde, wiederholt sich ständig. Die Identifikation eines Satelliten geschieht immer durch Identifikation des entsprechenden C/A-Codes.

4.3 Kontrollsegment

Das Kontrollsegment (Operational Control System OCS) besteht aus einem Hauptquartier (Master Control Station), lokalisiert im US-Staat Colorado, aus fünf mit Atomuhren ausgerüsteten Monitorstationen, welche weltweit in der Nähe des Äquators verteilt sind und drei Bodenkontrollstationen (Ground Control Station), welche Informationen zu den Satelliten übermitteln.

Die wichtigsten Aufgaben des Kontrollsegments sind:

- Beobachtung der Satellitenbewegungen und Berechnung der Bahndaten (Ephemeriden)
- Überwachung der Satellitenuhren und Vorhersage ihres Verhaltens
- Zeitsynchronisation der Satelliten
- Übermitteln der genauen Bahndaten des im Funkkontakt stehenden Satelliten
- Übermittlung der ungenauen Bahndaten aller Satelliten (Almanach)
- Übermittlung weiterer Informationen, sowie technischer Zustand aller Satelliten (Status, Uhrenfehler, usw.).

4.3.1 Abschaltmöglichkeit und künstliche Verfälschung der Signale (SA)

Das Kontrollsegment steuert ebenfalls die künstliche Verfälschung der Signale (SA, Selective Availability, Selektive Verfügbarkeit), um die Positionierungs-Genauigkeit für den zivilen Anwender herabzusetzen. Die Genauigkeit wurde bis Mai 2000 vom Satellitenbetreiber DoD (Department of Defence, Verteidigungsministerium der USA) aus politischen und taktischen Gründen absichtlich verschlechtert. Entweder

wurde das Zeitsignal der lokalen Satelliten leicht mit einem Zufalls-Fehlersignal moduliert oder die gesendeten Ephemeriden wurden verfälscht. Am 2. Mai 2000 um 4:00 h UTC wurde die SA ausgeschaltet [xvi]. Die Positionierungsgenauigkeit verbesserte sich schlagartig (siehe Bild 46 und Bild 46, [xvii]) von ca. 100 m auf ca. 13 m (95%-Wert).

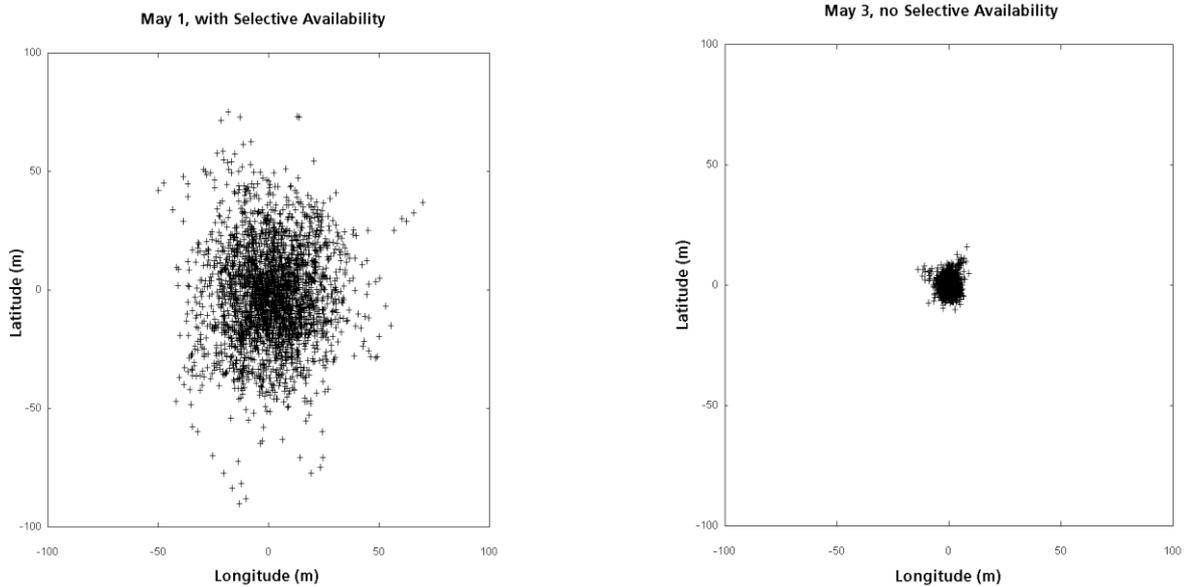


Bild 45: Verbesserung der Positionierungsgenauigkeit nach Abschaltung der SA am 2. Mai 2000 (4:00 h UTC)

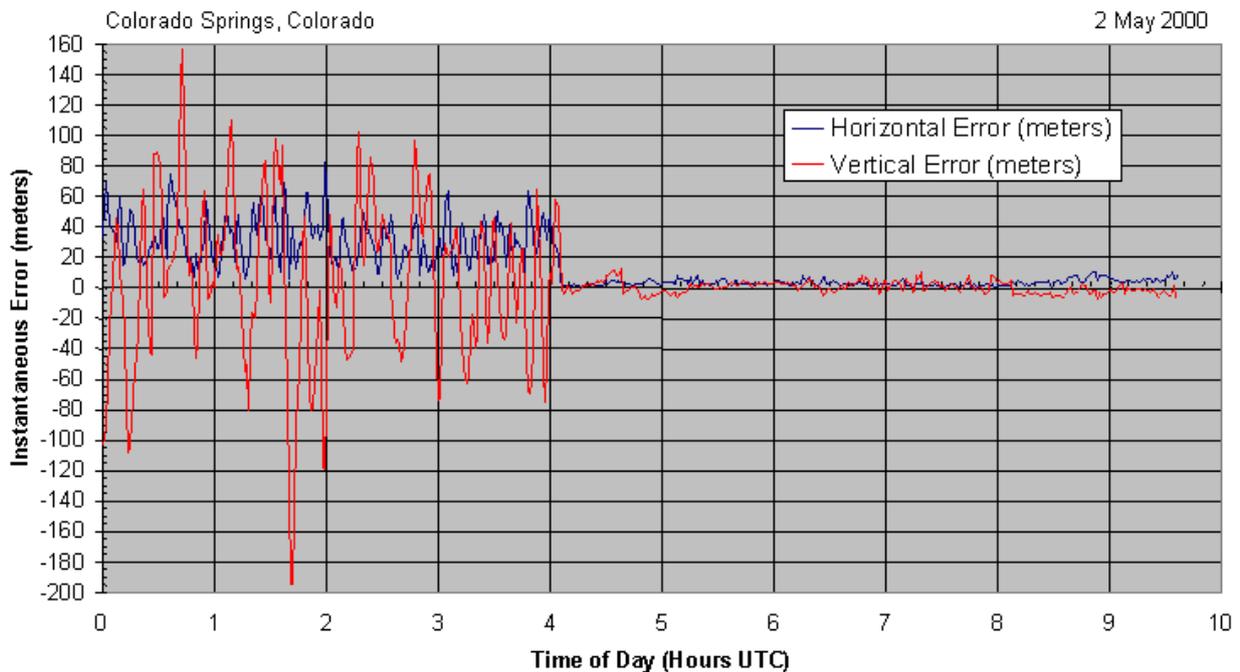


Bild 46: Verbesserung der Positionierungsgenauigkeit in Funktion der Zeit

Nach dem 2. Mai 2000 konnte die künstliche Verfälschung SA jedoch im Bedarfsfall global oder regional wieder eingeschaltet werden [xviii]. In Krisengebieten konnte (theoretisch, da kein Einsatz der künstlichen Verfälschung

bekannt ist) die Verfügbarkeit von GPS verschlechtert oder eingeschränkt werden. Ausserhalb des Krisengebietes wäre die Verfügbarkeit uneingeschränkt geblieben und das System hätte die volle Genauigkeit behalten.

Das US-Verteidigungsministerium DoD teilte am 18. September 2007 mit, dass die Signale für die zivile Satellitennavigation in der nächsten Generation der GPS-Satelliten (GPS III) nicht mehr künstlich verfälscht werden könnten [xix, xx]. Die technischen Möglichkeiten der Verfälschung werden in dieser Satellitengeneration nicht mehr implementiert. Mit der von der US-Regierung gebilligten Entscheidung, für die neuen GPS III-Satelliten ganz auf die Möglichkeit der Selective Availability zu verzichten und für das bisherige System nicht mehr einzuschalten, soll die Verlässlichkeit des GPS-Systems für Anwender gesichert sein.

4.4 Benutzersegment

Die von den Satelliten ausgesendeten Signale benötigen eine Laufzeit von ca. 67 Millisekunden, bis sie zu einem Empfänger gelangen. Da sich die Signale mit Lichtgeschwindigkeit ausbreiten, ist diese Laufzeit vom Abstand der Satelliten zum Benutzer abhängig.

Im Empfänger werden mindestens 4 verschiedene PRN C/A-Codes generiert, welche die gleiche Struktur (gleicher PRN C/A-Code) aufweisen, wie diejenigen der empfangenen Satellitensignale. Durch die Synchronisierung der im Empfänger generierten Signale mit den jeweiligen empfangenen Satellitensignalen werden die 4 Zeitverschiebungen Δt der Satellitensignale zu einer Empfängerzeitmarke (z. B. mit 1 Millisekunde Abstand) gemessen (Bild 47). Die gemessenen Zeitverschiebungen Δt von allen 4 Satellitensignalen werden zur Laufzeitbestimmung (siehe Abschnitt 6.3) verwendet. Im Beispiel beträgt die gemessene Ankunftszeit des Satellitensignals 2h 52min 35,357293“

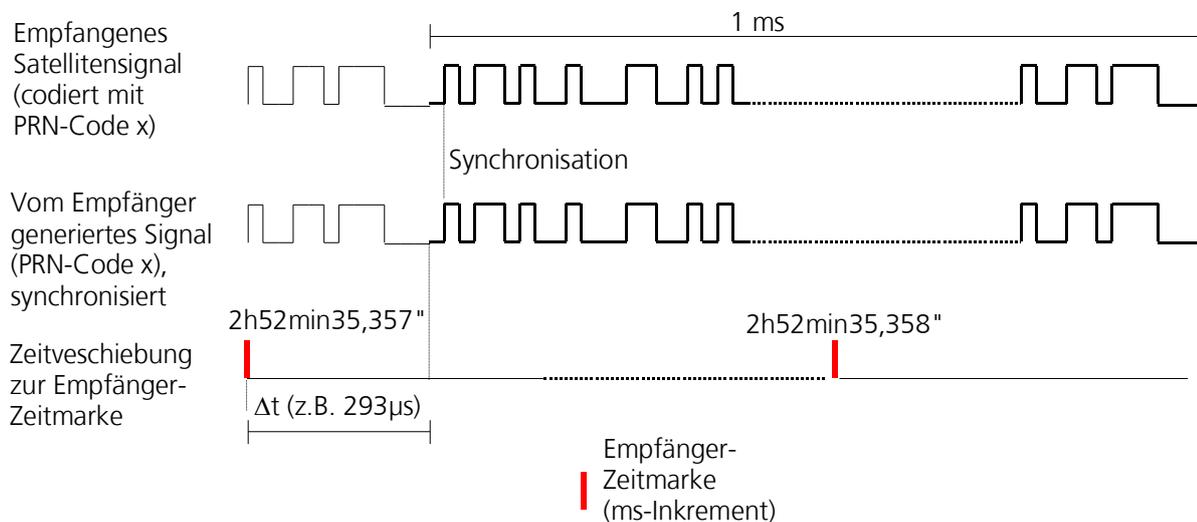


Bild 47: Messung der Ankunftszeit

Um die Position eines Anwenders zu bestimmen, braucht es Funkkontakt zu vier verschiedenen Satelliten. Aus der Laufzeit der Signale wird der jeweilige Abstand zu den Satelliten bestimmt. Aus dem Abstand und der bekannten Position der vier Satelliten berechnet der Empfänger des Anwenders seine Breite φ , Länge λ , Höhe h und Zeit t . Mathematisch ausgedrückt heisst dies: aus den vier bekannten Positionen und Entfernungen werden die vier unbekannt Grössen φ , λ , h und t bestimmt. Allerdings bedarf es zur Berechnung ziemlich aufwendiger Iterationen, auf die später eingegangen wird.

Wie bereits erwähnt, senden alle 31 Satelliten auf der gleichen Frequenz, jedoch mit unterschiedlichem C/A-Code. Grundsätzlich wird dieses Verfahren Code Division Multiple Access (CDMA) genannt. Die Rückgewinnung des Signals und die Identifikation der Satelliten geschieht durch eine Korrelation. Dem Empfänger sind alle in Gebrauch stehenden C/A-Codes bekannt. Durch systematisches Verschieben und Vergleichen aller Codes mit

allen ankommenden Satellitensignalen ergibt sich zu einem bestimmten Zeitpunkt einmal eine vollständige Übereinstimmung beider Codes (d.h. der Korrelationsfaktor KF ist Eins); der sogenannte Korrelationszeitpunkt ist erreicht (Bild 48). Der Korrelationszeitpunkt wird zur eigentlichen Laufzeitmessung und wie schon erwähnt zur Identifikation des Satelliten verwendet.

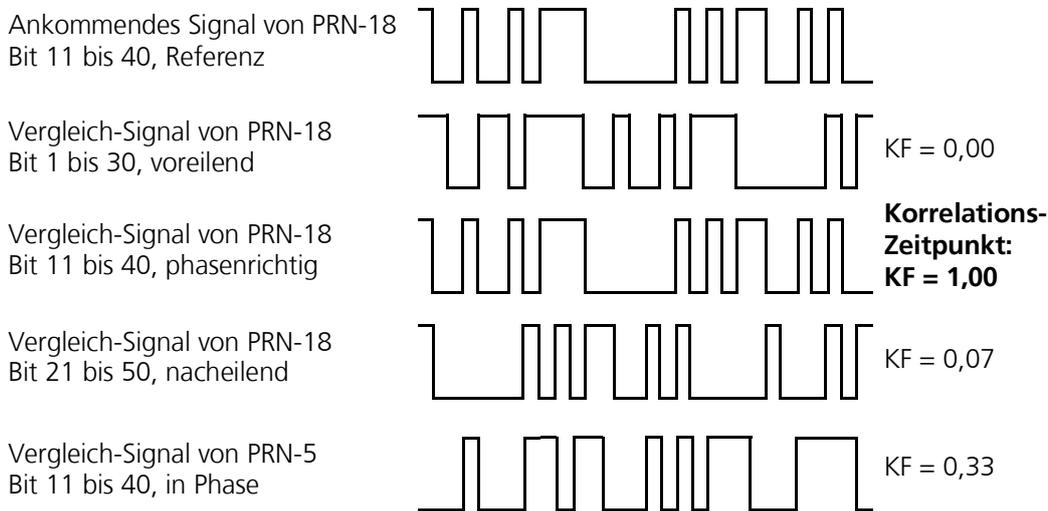


Bild 48: Demonstration des Korrelationsvorgangs über 30 Bits

Die Güte der Korrelation wird hier mit KF (Korrelationsfaktor) ausgedrückt. Der Wertebereich von KF liegt zwischen minus Eins und plus Eins und ist nur bei vollständiger Übereinstimmung (Bitfolge und Phase) beider Signalen plus Eins.

$$KF = \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N [(üB) - (nB)]$$

- üB: Anzahl aller übereinstimmender Bits
- nB: Anzahl aller nichtübereinstimmender Bits
- N: Anzahl der betrachteten Bits.

Wegen des Dopplereffektes (Satellit und Empfänger stehen zueinander in relativer Bewegung) wird das vom Satelliten ausgesendeten Signal in der Frequenz verschoben (bis zu ca. ± 6000 Hz) empfangen. Die Signallaufzeitbestimmung und Datenrückgewinnung wird mit Hilfe der Autokreuzkorrelation (durch Variation der Frequenz und des Codes) durchgeführt. Durch systematisches Verschieben und Vergleichen aller Codes (Bild 47) und der Frequenz mit allen ankommenden Satellitensignalen ergibt sich zu einem bestimmten Zeitpunkt einmal eine vollständige Übereinstimmung bei den Codes (d.h. der Korrelationsfaktor ist Eins) (Bild 49). Eine Suchposition in der Code-Frequenzebene wird BIN genannt.

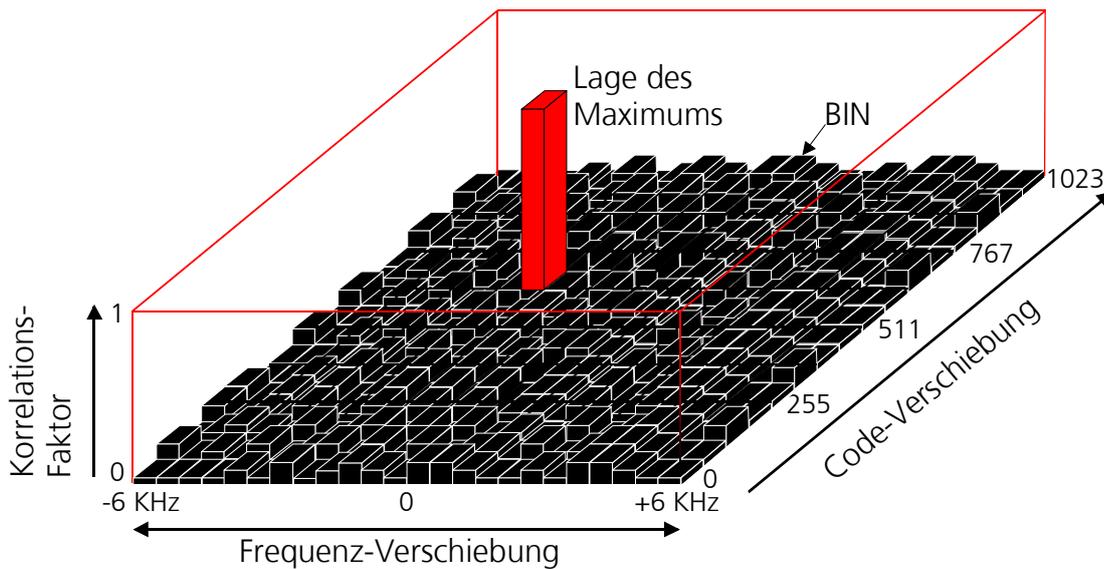


Bild 49: Suchen des Korrelationsmaximums in der Code-Frequenzebene

Die spektrale Leistungsdichte des empfangene GPS-Signals liegt ca. 16 dB unter der spektralen Rauschleistungsdichte (siehe Bild 40). Die Demodulation und Rückspreizung des GPS-Empfangssignals bewirkt einen Systemgewinn G_G von:

$$G_G = \frac{\text{Taktrate des C/A - Codes}}{\text{Datenrate des Informationssignales}} = \frac{1023 \text{ kbps}}{50 \text{ bps}} = 20'500 = 43\text{dB}$$

Nach der Rückspreizung ist die Leistungsdichte des Nutzsignals höher als diejenige des Rauschsignals (Bild 50).

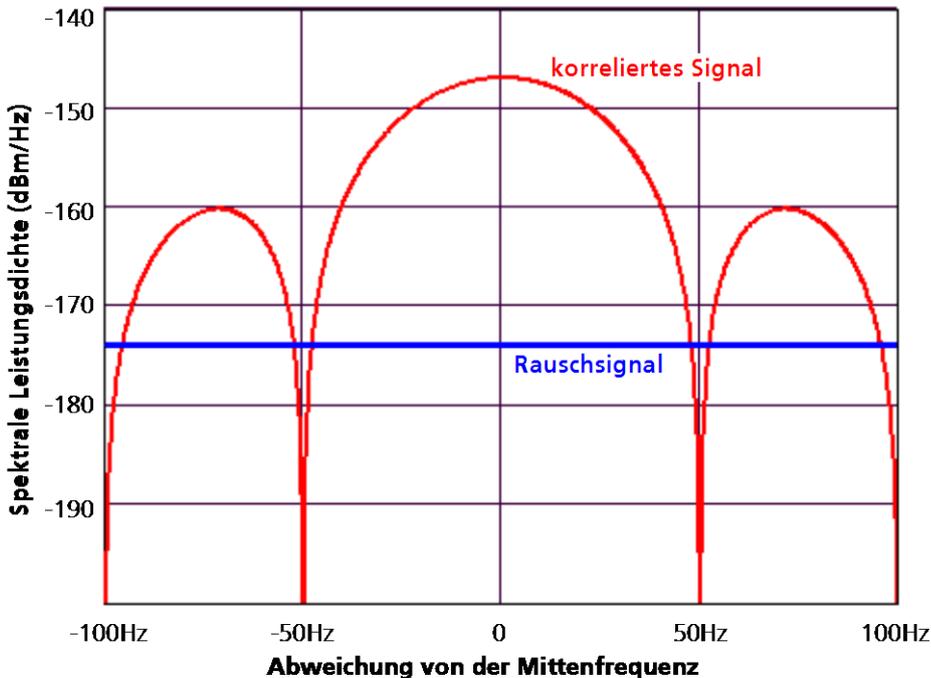


Bild 50: Spektrale Leistungsdichte des korrelierten Signals und des Rauschsignals

Die Empfindlichkeit eines GPS-Moduls kann durch Erhöhung der Korrelationszeit (Verweilzeit oder Dwell-Time) verbessert werden. Je länger ein Korrelator in einer bestimmten Position der Code-Frequenz-Ebene verweilt, umso niedriger das notwendige GPS-Signal an der Antenne. Wird die Integrationszeit um den Faktor k erhöht, ergibt sich eine Vergrößerung G_r des Signal-Rauschabstandes um:

$$G_r = \log_{10}(k)$$

Eine Verdoppelung der Verweilzeit ergibt eine Erhöhung des Signal-Rauschabstandes bzw. der Empfindlichkeit um 3 dB. In der Praxis ist eine Verlängerung der Korrelationszeit auf 20ms unproblematisch. Ist der Wert der übertragenen Datenbits bekannt, kann diese Zeit noch weiter erhöht werden.

4.5 Die GPS-Navigationsnachricht

4.5.1 Einleitung

Die Navigationsnachricht [XXI] ist ein kontinuierlicher Datenstrom von 50 Bits pro Sekunde. Jeder Satellit übermittelt folgende Informationen zur Erde:

- Systemzeit und Zeitkorrekturwerte
- Hochpräzise eigene Bahndaten (Ephemeriden)
- Angenäherte Bahndaten aller anderen Satelliten (Almanach)
- Systemzustand, etc.

Die Navigationsnachricht wird zur Berechnung der aktuellen Position der Satelliten und zur Bestimmung der Laufzeiten benötigt.

Der Datenstrom ist dem HF-Träger jedes einzelnen Satelliten aufmoduliert. Die Daten werden in logischen zusammengefasste Einheiten, genannt Rahmen (Frames bzw. Seite), übermittelt. Jeder Rahmen ist 1500 Bits lang und benötigt 30 Sekunden zur Übermittlung. Die Rahmen sind in 5 Unterrahmen (Subframes) aufgeteilt. Jeder Unterrahmen ist 300 Bits lang und zur Übertragung werden 6 Sekunden benötigt. Um einen vollständigen Almanach zu übertragen, werden 25 verschiedene Rahmen (genannt Pages bzw. Seiten) benötigt. Die Übertragung des gesamten Almanachs dauert demnach 12,5 Minuten. Um funktionsfähig zu sein, muss ein GPS-Empfänger mindestens einmal den kompletten Almanach übertragen haben (z.B. für die primäre Initialisierung eines Empfängers).

4.5.2 Struktur der Informationsnachricht

Ein Rahmen (Frame) ist 1500 Bits lang und benötigt 30 Sekunden für die Übertragung. Die 1500 Bits sind in fünf Unterrahmen (Subframes) zu je 300 Bits (Dauer der Übermittlung: 6 Sekunden) aufgeteilt. Jeder Unterrahmen wiederum ist in 10 Worte zu je 30 Bits aufgeteilt. Jeder Unterrahmen beginnt mit einem Telemetrie-Wort und einem Übergabe-Wort (Hand Over Word, HOW). Eine vollständige Navigationsnachricht beträgt 25 Rahmen (Pages). Die Struktur der vollständigen Navigationsnachricht ist in Bild 51 schematisch dargestellt.

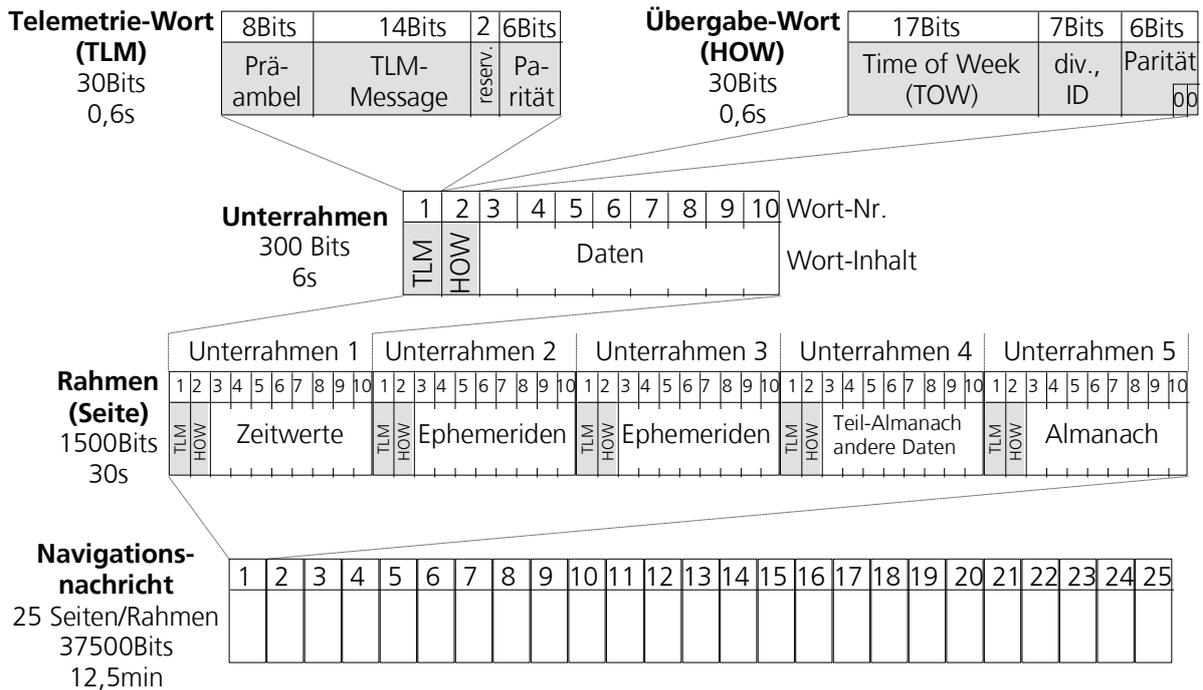


Bild 51: Struktur der gesamten Navigationsnachricht

4.5.2.1 Informationsgehalt der Unterrahmen

Ein Rahmen ist in fünf Unterrahmen aufgeteilt. Jeder Unterrahmen überträgt unterschiedliche Informationen.

- Unterrahmen 1 enthält die Zeitwerte des übermittelnden Satelliten, dazu gehören die Parameter zur Korrektur der Laufzeitverzögerung, die Parameter zur Korrektur der Satellitenzeit, Informationen über den technischen Zustand des Satelliten und eine Schätzung der möglichen Positionsgenauigkeit des Satelliten. Im Unterrahmen 1 wird ebenfalls die sogenannte Wochen-Nummer mit einer Länge von 10Bits übermittelt (mit 10 Bits kann ein Wertebereich von 0 bis 1023 dargestellt werden). Die GPS-Zeit begann am Sonntag 6. Januar 1980 um 00:00:00h. Alle 1024 Wochen beginnt die Wochen-Nummer wieder bei dem Wert 0.
- Unterrahmen 2 und 3 enthalten die Ephemeridendaten des übermittelnden Satelliten. Diese Ephemeridendaten liefern mit hoher Präzision Informationen über die Satellitenbahn des übermittelnden Satelliten.
- Unterrahmen 4 enthält die Almanach-Daten der Satelliten mit den Nummern 25 bis 32 (Hinweis: pro Unterrahmen können nur die Daten eines Satelliten übertragen werden), die Differenz zwischen der GPS-Zeit und der UTC-Zeit und Informationen über Messfehler, welche durch die Ionosphäre bedingt sind.
- Unterrahmen 5 enthält die Almanach-Daten der Satelliten mit den Nummern 1 bis 24 (Hinweis: pro Unterrahmen können nur die Daten eines Satelliten übertragen werden). Alle 25 Seiten wird zusätzlich eine Information über den technischen Zustand der Satelliten mit der Identifikations-Nummer 1 bis 24 übertragen.

4.5.2.2 TLM und HOW

Das erste Wort eines jeden Rahmens, das Telemetrie Wort (TLM), enthält ein 8 Bit langes Synchronisationsmuster (Präambel: 10001011), gefolgt von der TLM-Message (14 Bits, nur für autorisierte Benutzer nutzbar) und von 2 reservierten Bits. Die letzten 6 Bits des Telemetrie Worts sind, wie die aller Worte, Paritätsbits.

Jedem Unterrahmen folgt nach dem Telemetrie Wort das Hand Over Word (HOW). In ihm wird zunächst die Startzeit des nächsten Unterrahmens in der Form eines Time of Week (TOW) von 17 Bits Länge übermittelt (mit 17 Bits kann ein Wertebereich von 0 bis 131071 dargestellt werden). Dieser Zähler startet mit dem Wert 0 bei

Beginn der GPS-Woche (Übergang von Samstag 23:59:59h zu Sonntag 00:00:00h) und wird alle 6 Sekunden um den Wert 1 inkrementiert. Da eine Woche 604800 Sekunden hat, läuft dieser Zähler jeweils von 0 bis 100799, bevor er wieder auf 0 gesetzt wird. Alle 6 Sekunden wird eine Marke in den Datenstrom eingeführt und das HOW gesendet. Damit kann eine Synchronisation auf dem P-Code durchgeführt werden. Im Hand Over Word werden die Bits-Nr. 20 bis 22 zur Identifikation (ID) des gerade gesendeten Unterrahmens benutzt. Am Schluss des Hand Over Word (HOW) sind 6 Bits angefügt, wobei die letzten 2 Bits (Bit 29 und 30) immer auf 0 gesetzt sind.

4.5.2.3 Aufteilung der 25 Seiten

Eine vollständige Navigationsnachricht benötigt 25 Seiten und dauert 12,5 Minuten. Eine Seite bzw. ein Rahmen ist in fünf Unterrahmen aufgeteilt. Für die Unterrahmen 1 bis 3 ist der Informationsgehalt bei allen 25 Seiten gleich. Dies bedeutet, dass ein Empfänger alle 30 Sekunden über die vollständigen Zeitwerte und Ephemeriden-Daten des übermittelnden Satelliten verfügt.

Einzig bezüglich des Unterrahmens 4 und 5 unterscheidet sich die Organisation der gesendeten Informationen.

- Unterrahmen 4: Die Seiten 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 und 10 übermitteln die Almanach-Daten der Satelliten mit den Nummern 25 bis 32. Pro Seite werden jeweils nur die Almanach-Daten eines Satelliten übermittelt. Seite 18 übermittelt die Werte zur Korrektur der Messungen infolge der Brechung in der Ionosphäre und die Zeitdifferenz zwischen UTC- und GPS-Zeit. Seite 25 beinhaltet Informationen über die Konfiguration (d.h. die Blockzugehörigkeit) aller 32 Satelliten und über den Betriebszustand der Satelliten mit den Nummern 25 bis 32.
- Unterrahmen 5: Die Seiten 1 bis 24 übermitteln die Almanach-Daten der Satelliten mit den Nummern 1 bis 24. Pro Seite werden jeweils nur die Almanach-Daten eines Satelliten übermittelt. Seite 25 übermittelt Informationen über den Betriebszustand der Satelliten mit den Nummern 1 bis 24 und die Ursprungszeit der Almanachs.

4.5.2.4 Vergleich zwischen Ephemeriden- und Almanach-Daten

Sowohl mit Ephemeriden- und Almanach-Daten können die Sattelitenbahnen und somit auch die jeweiligen Koordinaten eines bestimmten Satelliten zu einem definierten Zeitpunkt bestimmt werden. Der Unterschied der übermittelten Werte liegt vor allem in der Genauigkeit der Zahlenangabe. In der nachfolgenden Tabelle (Tabelle 7) ist ein Vergleich zwischen beiden Angaben ersichtlich.

Information	Ephemeriden Bit-Anzahl	Almanach Bit-Anzahl
Quadratwurzel der grossen Halbachse der Bahnellipse a	32	16
Exzentrizität der Bahnellipse e	32	16

Tabelle 7: Vergleich zwischen Ephemeriden- und Almanachdaten

Erklärung zu den Begriffen von Tabelle 7, siehe Bild 51.

Grosse Halbachse der Bahnellipse: a

Exzentrizität der Bahnellipse (siehe Abschnitt 3.2) : $e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}$

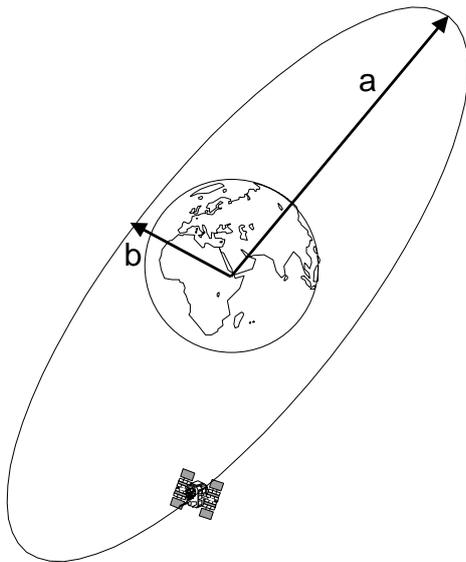


Bild 52: Ephemeriden-Begriffe

4.6 Modernisierung von GPS

4.6.1 Meilensteine der Entwicklung

- 1973: Nach längerer Planung beschliesst die Regierung der USA das veraltete Satellitennavigationssystem Transit abzulösen.
- 22. Februar 1978: Start des ersten Block-I Satelliten.
- 8. Dezember 1993: Mit 24 betriebsbereiten Satelliten wird das zivile System als betriebsbereit erklärt (Initial Operational Capability, IOC [xxii]).
- 27. April 1995: Das System ist nun vollständig für militärische Anwendungen einsetzbar (Full Operational Capability, FOC).
- 23. Juli 1997: Der erste Satellit des Blockes-IIR wird gestartet. R steht für Replenishment, was Ergänzung bzw. Wiederauffüllung bedeutet. Die IIR-Satelliten verfügen über markante Verbesserungen im Vergleich zu früheren Modellen: Die Kontrollprozessoren lassen sich im Betrieb reprogrammieren, was Software-Upgrades und Bugfixes erlaubt. Im Vergleich zu früheren Satelliten verfügen die IIR-Typen über genauere Atomuhren und können länger autonom arbeiten.
- 30. März 1998: Die US-Regierung informiert über die Einführung des zweiten zivilen Signals L2C (L2-Band, Civil Signal) mit der Frequenz von 1227.60 MHz. Eine zweite Frequenz ist notwendig, um den Einfluss der Ionosphäre auf die Signallaufzeit zu kompensieren.
- 25. Januar 1999: Der Vizepräsident Gore kündigt die geplante Modernisierung von GPS an [xxiii]. Kernpunkt der Mitteilung ist die Einführung eines dritten zivilen Signales auf 1176.45 MHz, mit der Bezeichnung L5.
- 2. Mai 2000: Die künstliche Verschlechterung (Selective Availability, SA), des zivilen Signals wird rückgängig gemacht. Dadurch verbessert sich die Positionierungsgenauigkeit von ca. 100m auf ca. 10m.
- 26. September 2005: Der erste Satellit des Blockes-IIR-M wird in Umlaufbahn gebracht. Bei den IIR-M Satelliten handelt es sich um modernisierte IIR-Satelliten, welche das zweite zivile Navigationssignal L2C aussendet (Bild 53).



Bild 53: Start des GPS-Satelliten IIR18M am 20. Dezember 2007 (Quelle: www.afspc.af.mil)

- 26. Juli 2007: Die USA und die EU beschließen ein gleichartiges Signal bei GPS und Galileo zu verwenden. Für GPS wird es das Signal L1C und bei Galileo L1F. Dieses Signal soll MBOC codiert sein und auf die gleiche Frequenz ausgestrahlt werden. Dieses Signal wird von GPS ab Generation GPS IIIA zur Verfügung stehen.
- 24. März 2009: Der erste GPS-Satellit des Typs IIR-M (genaue Bezeichnung: GPS IIR-20(M)) welcher versuchsweise das zivile Signal L5 ausbreitet, wird erfolgreich in Orbit gebracht. Die temporäre Aufschaltung von L5 hat den Zweck, die von der ITU (International Communication Unit) zugewiesenen Frequenz noch vor dem 26. August 2009 zu sichern.
- Ende Januar 2011: 31 GPS-Satelliten sind funktionsfähig.

Dass die verwendete Satellitentechnik im Laufe der Entwicklung immer besser wurde, beweist die folgende Graphik [xxiv]. Bild 54 zeigt den maximalen Fehler des gemessenen Abstandes R Satellit zu Beobachter (Range Error) pro Satellit. Dieser Wert ist wichtig für die Positionsbestimmung des Beobachters. Mit vier Messungen zu vier unterschiedlichen Satelliten kann die Navigationsgleichung gelöst werden. Vom Jahre 2000 bis zum Jahre 2008 sank der Fehler ca. um Faktor drei!

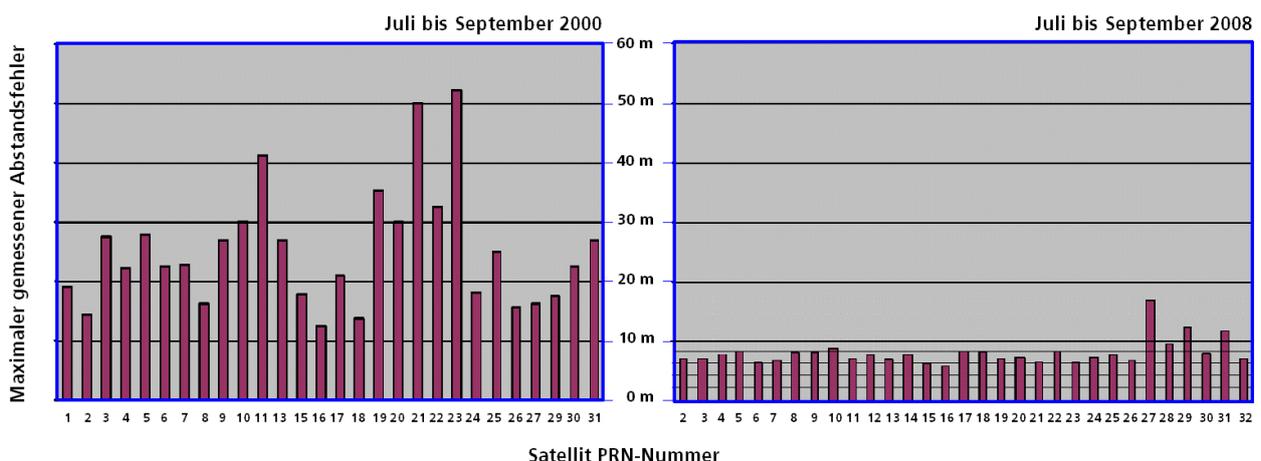


Bild 54: Maximaler Fehler des gemessenen Abstandes Satellit zu Beobachter pro Satellit

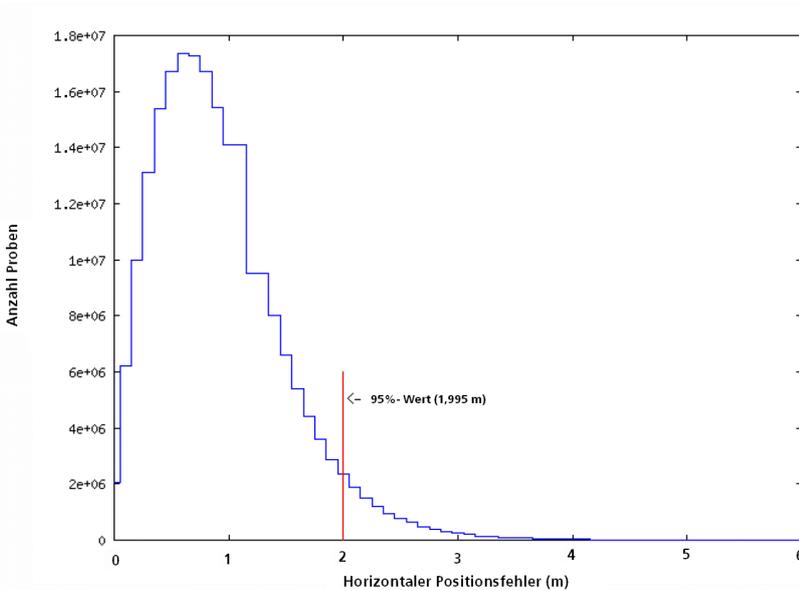


Bild 57: Verteilung des horizontalen Positionsfehlers von Juli bis September 2008 (3. Q. 08)

4.6.2 Das neue Modulationsverfahren BOC und MBOC

4.6.2.1 BPSK(1)-Modulation

Damit alle Satelliten auf der gleichen Frequenz senden können, werden bei GPS die Navigationsdaten mit einem speziellen Code zerstückelt und aufgespreizt (moduliert). Beim zivilen Signal SPS besteht dieser Code aus einer scheinbar zufälligen Folge (Pseudo Random Noise Code, PRN) von 1023 Nullen und Einsen. Bei GPS wird dieser Code auch C/A-Code genannt. Das Codemuster, mit einer Länge von einer Millisekunde, wird ständig wiederholt und dient dem Empfänger zur Identifikation und zur Laufzeitmessung. Wegen der einmaligen Struktur des Musters, erkennt der Empfänger, von welchem Satelliten dieses Signal stammt. Die Taktrate des Zerstückelungscodes beträgt 1,023 Mbit/s. Die Zerstückelung der Daten erfolgt mit einem EXOR (Bild 58). Das Ergebnis wird BPSK(1) genannt. Dies bedeutet: Binary Phase Shift Keying, zerstückelt mit einem Code von 1 • 1,023 Mbit/s. Grundsätzlich werden alle Satellitensignale von der Grundfrequenz 1,023 MHz abgeleitet.

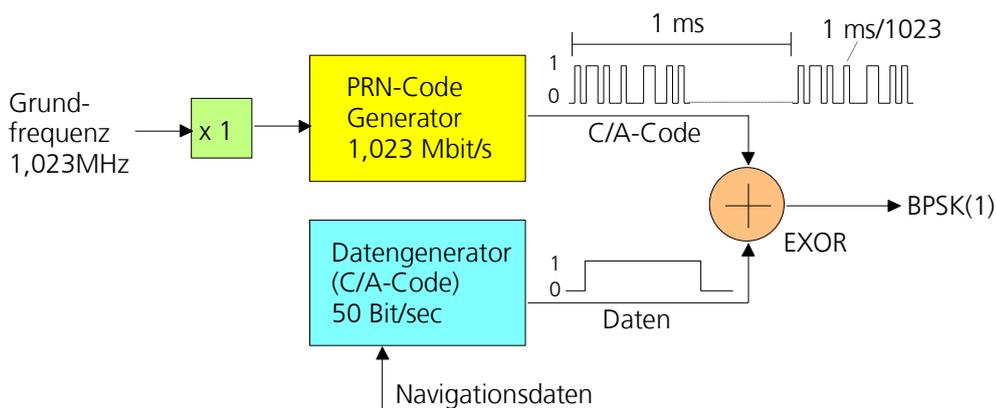


Bild 58: Bei BPSK(1) werden die Navigationsdaten zuerst mit einem Code zerstückelt

Die Leistungsdichte (Power Spectral Density PSR) des BPSK(1)-Signals ist aus Bild 59 ersichtlich.

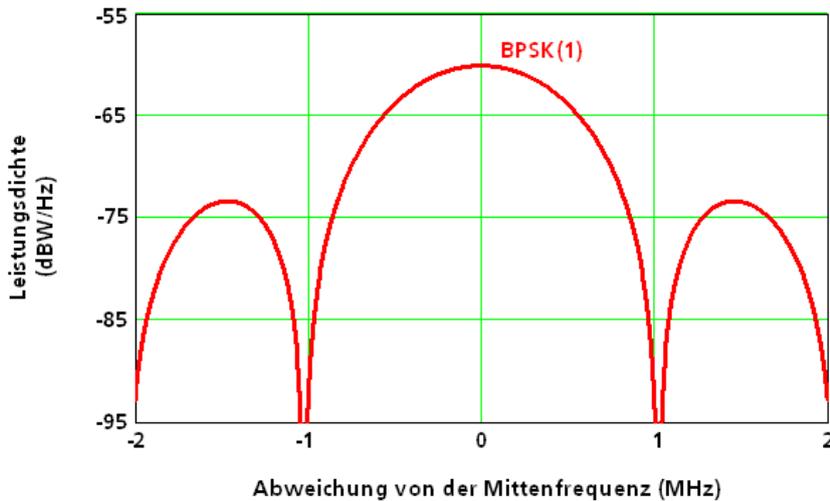


Bild 59: Leistungsdichte des BPSK(1)-Signals (Sendeleistung normiert auf 1 W)

4.6.2.2 Einführung zu BOC-Modulation

Bei GPS und GALILEO soll in Zukunft ein neues Modulationsverfahren zum Einsatz kommen: Die Binary Offset Carrier Modulation BOC. Bei BOC wird das BPSK-Signal in einer weiteren Stufe moduliert [xxvii]. Die Modulations-Frequenz ist immer ein Vielfaches der Grundfrequenz 1,023 MHz. Die Modulationseigenschaften werden in einer Kurzform angegeben. Z. B. bedeutet BOC(10,5), dass die Modulationsfrequenz $10 \cdot 1,023$ MHz und die Taktrate des Codes $5 \cdot 1,023$ Mbit/s betragen (Bild 60).

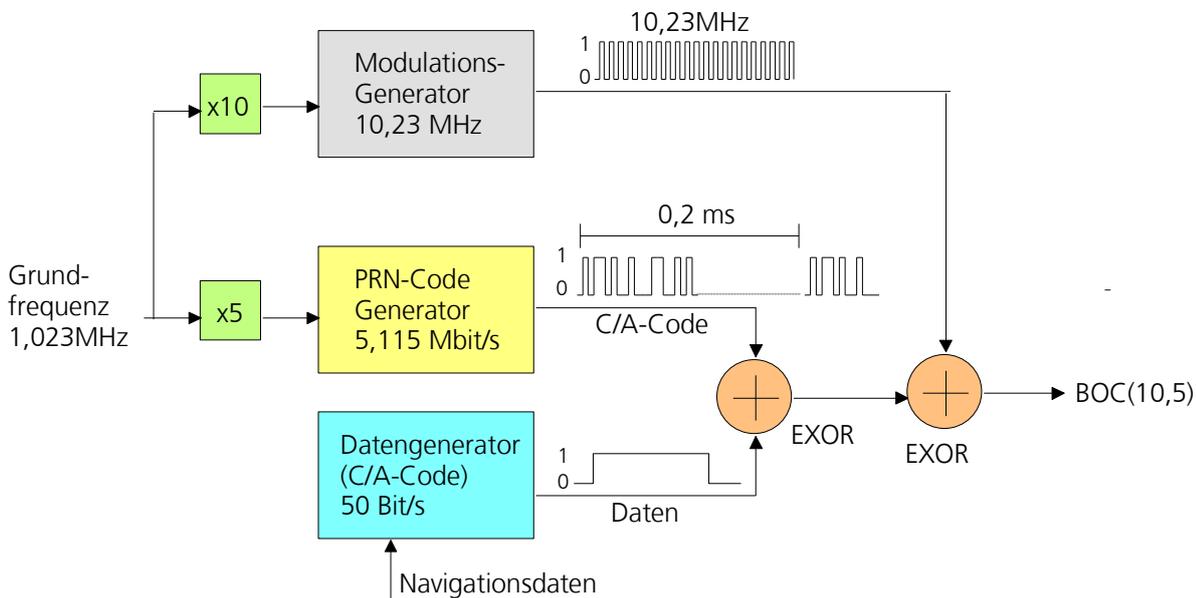


Bild 60: Blockschema eines BOC(10,5)-Modulators

Mit BOC wird das Signal besser über die zur Verfügung stehenden Bandbreite verteilt und der Einfluss gegenüber Signalreflexionen (Multipath) beim Empfang des Navigationssignals wird im Vergleich zu BPSK verringert. Werden BPSK(1) und BOC(1,1) gleichzeitig eingesetzt, ist die gegenseitige Beeinflussung gering, da die Frequenz-Maxima der Leistungsdichte auseinander liegen (Bild 61).

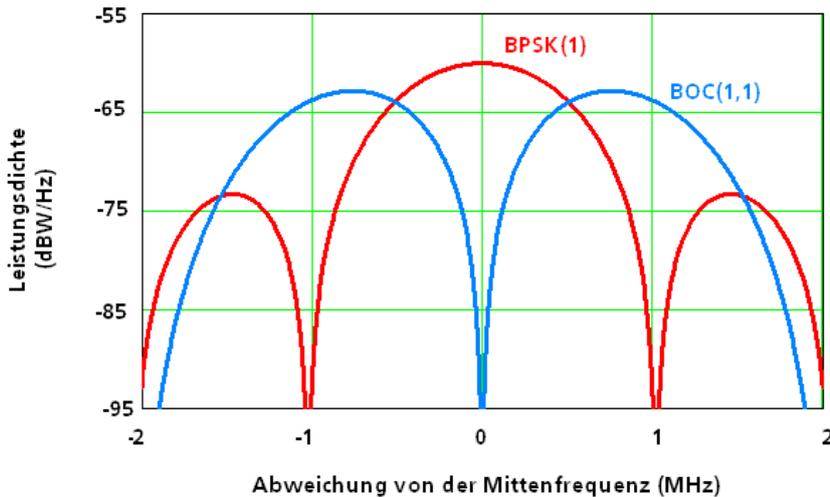


Bild 61: Bei BPSK(1) und BOC(1,1) liegen die Signalmaxima auseinander (P = 1W pro Signal)

4.6.2.3 MBOC-Modulation (Multiplexed-BOC, MBOC(6,1,1/11))

Die USA und die EU haben am 26. Juli 2007, vereinbart für GPS und GALILEO die gleiche Modulationsart zu verwenden. Die neue Modulation, genannt MBOC(6,1,1/11), wird für das neue GPS-Signal L1C (L1 Civil) und für das GALILEO-Signal L1 OS (L1 Open Service, manchmal auch als E1 bezeichnet) eingesetzt. Die MBOC-Modulation ist eine Erweiterung der BOC-Modulation, kombiniert zwei BOC-Modulatoren und addiert beide Signale mit unterschiedlicher Gewichtung (Bild 62).

$$\text{MBOC}(6,1,1/11) = \frac{10}{11} \cdot \text{BOC}(1,1) + \frac{1}{11} \cdot \text{BOC}(6,1)$$

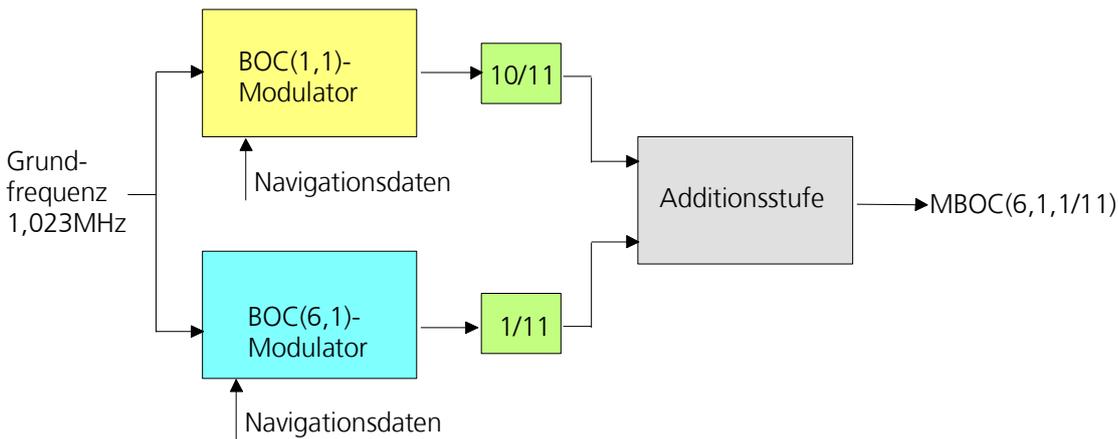


Bild 62: MBOC(6,1,1/11)-Modulators für L1C und L1 OS

Durch die Kombination von zwei BOC-Signalen steht bei höheren Frequenzen mehr Leistung zur Verfügung (Bild 63). Dadurch wird die Tracking-Eigenschaft verbessert und die Empfänger werden unempfindlicher gegenüber Rauschen, Interferenzen und Mehrwegempfang. Um alle Eigenschaften voll auszunutzen, muss die Bandbreite des Empfängers ca. 20 MHz betragen (bei BPSK(1) ca. 2 MHz).

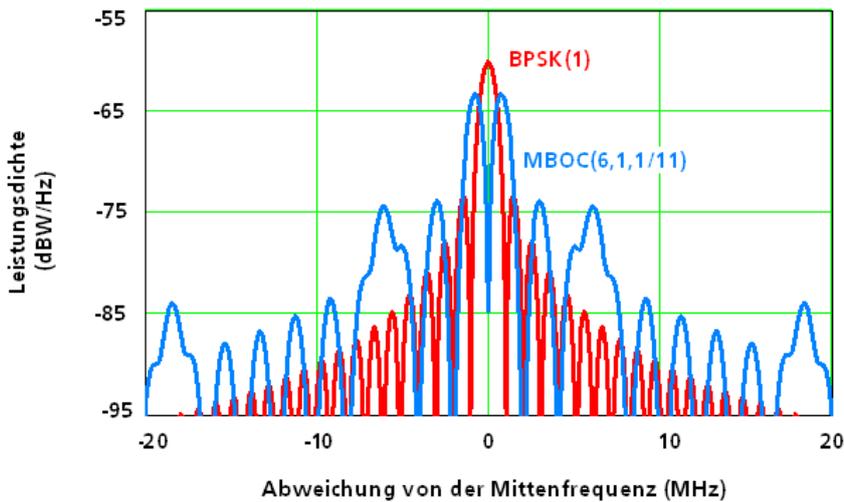


Bild 63: Leistungsdichte von MBOC(6,1,1/11) verglichen mit BPSK(1) (P = 1W pro Signal)

4.6.3 Erneuerung und Erweiterung des Kontrollsegments

Bis zum Jahre 2000 bestand das Kontrollsegment (Operational Control System OCS) aus einem Hauptquartier (Master Control Station, MCS), lokalisiert im US-Staat Colorado, aus fünf mit Atomuhren ausgerüsteten Monitorstationen (MS), weltweit verteilt in der Nähe des Äquators und drei Bodenkontrollstationen (Ground Control Station, GCS) zur Übermittlung der Informationen zu den Satelliten.

Die wichtigsten Aufgaben des Kontrollsegments sind:

- Beobachtung der Satellitenbewegungen und Berechnung der Bahndaten (Ephemeriden)
- Überwachung der Satellitenuhren und Vorhersage ihres Verhaltens
- Zeitsynchronisation der Satelliten
- Übermitteln der genauen Bahndaten des im Funkkontakt stehenden Satelliten
- Übermittlung der ungenauen Bahndaten aller Satelliten (Almanach)
- Übermittlung weiterer Informationen, sowie des technischen Zustandes aller Satelliten (Status, Uhrenfehler, usw.).

Das Kontrollsegment wurde und wird noch massiv erweitert [xxvii] mit:

- Einer alternativen Master Control Station (AMCS), als Backup und für Ausbildungszwecke
- Elf Monitorstationen, die es nun ermöglichen, dass jeder GPS-Satellit von mindestens zwei Monitorstationen der gesamthaft 16 Stationen überwacht wird
- Zwei Bodenkontrollstationen (Die US Air Force betreibt noch weitere Bodenkontrollstationen, die Air Force Satellite Control Network Remote Tracking Stations (AFSCN-RTS) für militärische Zwecke. Auf diese Stationen wird nicht weiter eingegangen)
- Einer Monitor Station Network Control Center (MSNCC), mit der Aufgabe, die Monitordaten zu sammeln und auszuwerten.

Bild 64 zeigt die ungefähre Lage aller Stationen und Tabelle 8 ist die Legende dazu.

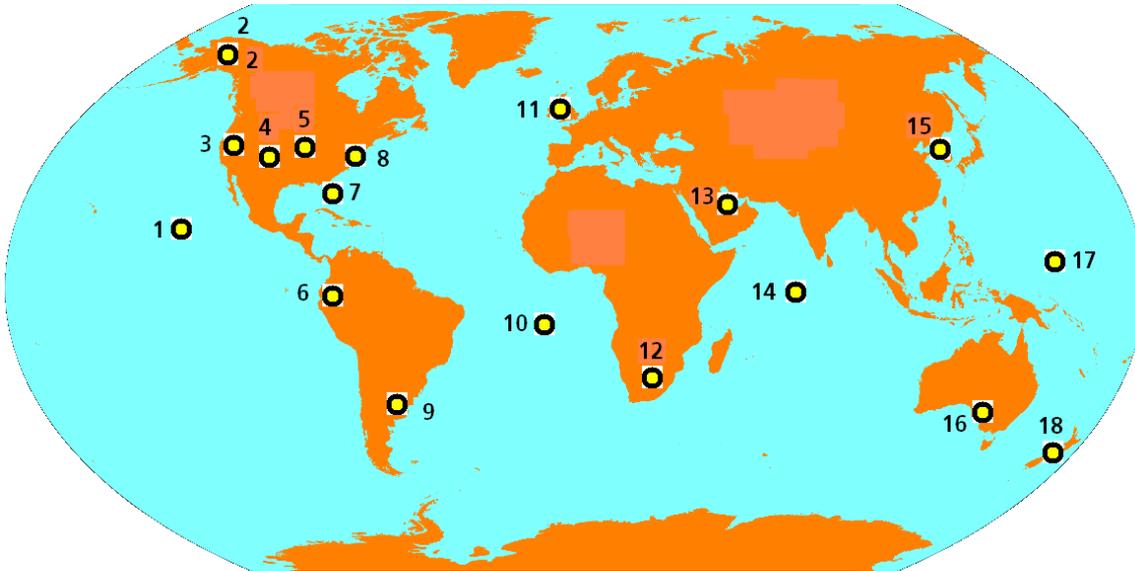


Bild 64: Kontrollsegment mit Kontroll-, Monitor- und Bodenstationen

Nummer	Benennung	MCS	AMCS	MS	GCS	MSNCC
1	Hawai, USA			X	X	
2	Fairbanks, Alaska, USA			X		
3	Vandenberg Air Force Base, Kalifornien, USA		X			
4	Schriever Air Force Base, Colorado, USA	X		X		
5	St. Louis, Missouri, USA					X
6	Quito, Ecuador			X		
7	Cape Canaveral, Florida, USA			X	X	
8	Washington DC, USA			X		
9	Buenos Aires, Argentinien			X		
10	Ascension Island, UK			X	X	
11	Hermitage, UK			X		
12	Pretoria, Süd Afrika			X		
13	Manama, Bahrain			X		
14	Diego Garcia, UK			X	X	
15	Osan, Korea			X		
16	Adelaide, Australien			X		
17	Kwajalein-Atoll, Marshall-Inseln			X	X	
18	Wellington, New Zealand			X		

Tabelle 8: Funktion und Lage der einzelnen Kontrollsegment-Stationen

4.6.4 Zusätzliche Signale und Frequenzen

Seit 2005 strahlen die neu in Erdumlauf gebrachten Satelliten die zweite zivile Frequenz L2C auf der Frequenz von 1227.60 MHz. Am 24. März 2009 wurde der erste Satellit GPS IIR-20(M) mit dem zusätzlichen Signal L5 erfolgreich gestartet. In Zukunft soll noch ein weiteres ziviles Signal, interoperabel zum europäischen Satellitennavigationssystem Galileo ausgestrahlt werden. Dieses Signal soll L1C genannt werden.

Nach Ausbau des Systems werden folgende zivile Signale zur Verfügung stehen:

Signal	Mittenfrequenz	Modulation	Bandbreite
L1-C/A	1575,42 MHz	BPSK(1)	2,046 MHz
L2C	1227,60 MHz	BPSK(1)	2,046 MHz
L5	1176,45 MHz	BPSK(10)	20,46 MHz
L1C	1575,42 MHz	MBOC(6,1,1/11)	4,092 MHz

Tabelle 9: Daten der zivilen GPS-Signale

Das Prinzip der BPSK-Modulation (Binary Phase Shift Keying Modulation) und der BOC-Modulation (Binary Offset Carrier Modulation) wurden in einer früheren Publikation [xxviii] eingehend besprochen.

4.6.5 Die neuen Satellitengenerationen

4.6.5.1 GPS IIF Satelliten

Nach Abschuss des letzten GPS IIR-M im September 2009 wird eine neue Serie mit verbesserten Eigenschaften [xxix] ins All gebracht: Der Block GPS IIF (Block 2, Follow-ON). Diese Satelliten werden von Boeing gebaut und es ist geplant, bis 2016 total zwölf IIF in Umlauf zu bringen. Der erste Satellit IIF wurde im August 2010 in Betrieb genommen. IIF-Satelliten senden ein neues, drittes ziviles Signal auf der Frequenz von 1176,45 MHz (L5-Frequenz). Dieses Signal soll ca. eine vier Mal höhere Leistung als die vorgängigen zivilen Signale L1-C/A und L2C haben und kann für kritische Anflüge in der Luftfahrt verwendet werden. Dank dieser dritten Frequenz wird der Einfluss der Ionosphäre noch weiter vermindert.

4.6.5.2 GPS III

Ab 2018 ist der Start einer neuen Satellitengeneration geplant. Diese neue Reihe, gebaut von Lockheed Martin [xxx] wird die Bezeichnung GPS III (Block 3) haben. GPS III wird dank verbesserter Komponenten die Genauigkeit der Ortung- und Zeitmessung weiter erhöhen. Mit dieser Generation wird das Signal L1C, interoperabel mit dem Open Service Signal von Galileo, eingeführt. Der erste Block von zwei Satelliten (Bild 65) dieser neuen Generation, benannt GPS IIIA, wird zurzeit in den Werken von Lockheed Martin getestet. Die US-Regierung hat sich eine Bestelloption von zehn zusätzlichen des Typs GPS IIIA gesichert. Im Anschluss an die zwölf GPS IIIA Satelliten sollen acht GPS IIIB und sechzehn GPS IIIC gebaut und in Umlauf gebracht werden.

Wenn GPS III vollständig in Betrieb sein wird (2020?), werden die Satelliten untereinander Daten austauschen (intersatellare Verbindungen, ähnlich wie bei den Kommunikationssatelliten Iridium). Dank dieser Verlinkung, können alle Satelliten von einer Bodenstation gewartet werden.

Weiter soll die Signalstruktur des zivilen L1-C/A-Signals verbessert werden. GPS III Satelliten werden Integritätssignale aussenden, eine Search- and Rescue-Möglichkeit bieten und keine eingebaute technische Möglichkeit für die Erzeugung der künstlichen Verschlechterung (Selective Availability, SA) mehr haben. Dies soll das Vertrauen bzgl. der Verfügbarkeit des US-Systems endgültig steigern.



Bild 65: Ab 2020 soll die Satelliten des Blockes IIIA betriebsbereit sein (Quelle: Lockheed Martin)

5 GLONASS, GALILEO und Compass (Beidou)

Möchten **Sie** . . .

- wissen, wie das ehemalige russische Navigationssystem GLONASS funktioniert?
- verstehen, warum GLONASS wieder neu aufgebaut wird?
- wissen, welches System Europa in Betrieb nehmen wird?
- verstehen, warum GALILEO verschiedene Dienste aufweisen wird?
- wissen, was SAR für Matrosen bedeuten kann?
- wissen, welches System die Volksrepublik China plant?

Dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

5.1 Einleitung

In Zukunft sollen vier unabhängige globale Navigationssysteme zur Verfügung stehen: GPS, GLONASS, Compass und GALILEO. GPS soll in absehbarer Zeit ebenfalls modernisiert und dadurch zuverlässiger werden (siehe Abschnitt 4.6). Dieses Kapitel gibt einen Überblick über das bestehende GLONASS-Navigationssystem, das zukünftige europäische Navigationssystem GALILEO und das globale Satellitennavigationssystem der Volksrepublik China Compass

5.2 Das russische System: GLONASS

GLONASS ist die Kurzbezeichnung für ein Satellitennavigationssystem, das vom russischen Verteidigungsministerium betrieben wird. Die Bezeichnung GLONASS steht für **G**lobales **N**avigations-**S**atelliten-**S**ystem. Gestartet wurde das Programm von der früheren UdSSR. Betrieben wird es heute von der GUS (Gemeinschaft unabhängiger Staaten). Die ersten drei Testsatelliten wurden am 12. Oktober 1982 in ihre Umlaufbahn gebracht.

Die wichtigsten Daten des Systems sind:

- 24 geplante Satelliten (21 Standard- + 3 Reservesatelliten). Diese Anzahl wurde nie erreicht. Anfangs 2011 waren 21 Satelliten in Betrieb (Bild 66, [xxxi]). Die relativ kurze Lebensdauer einzelner Satelliten von ca. 3 bis 4 Jahren bremste den Vollausbau.

Orb. pl.	Orb. slot	RF chnl	# GC	Launched	Operation begins	Operation ends	Life-time (months)	Satellite health status		Comments
								In almanac	In ephemeris (UTC)	
I	1	01	730	14.12.09	30.01.10		13.0	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	2	-4	728	25.12.08	20.01.09		24.6	+	+ 16:14 12.01.11	In operation
	3	05	727	25.12.08	17.01.09	08.09.10	24.6			Maintenance
	5	01	734	14.12.09	10.01.10		13.0	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	6	-4	733	14.12.09	24.01.10		13.0	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	7	05	712	26.12.04	07.10.05		72.6	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	8	06	729	25.12.08	12.02.09		24.6	+	+ 15:00 12.01.11	In operation
	9	-2	736	02.09.10	04.10.10		4.3	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
II	10	-7	717	25.12.06	03.04.07		48.6	+	+ 15:44 12.01.11	In operation
	11	00	723	25.12.07	22.01.08		36.6	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	12	-1	737	02.09.10	12.10.10		4.3	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	13	-2	721	25.12.07	08.02.08		36.6	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	14	-7	722	25.12.07	25.01.08		36.6	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	14	-7	715	25.12.06	03.04.07	24.10.10	48.6			Maintenance
	15	00	716	25.12.06	12.10.07		48.6	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	16	-1	738	02.09.10	11.10.10		4.3	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
III	17	-5	714	25.12.05	31.08.06	08.01.11	60.6	-	- 05:00 08.01.11	Maintenance
	17	04	718	26.10.07	04.12.07	29.11.10	38.6			Maintenance
	18	-3	724	25.09.08	26.10.08		27.6	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	19	03	720	26.10.07	25.11.07		38.6	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	20	02	719	26.10.07	27.11.07		38.6	+	+ 16:15 12.01.11	In operation
	21	04	725	25.09.08	05.11.08		27.6	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	22	-3	731	02.03.10	28.03.10		10.4	+	+ 14:59 12.01.11	In operation
	22	-3	726	25.09.08	13.11.08	31.08.09	27.6			Maintenance
23	03	732	02.03.10	28.03.10		10.4	+	+ 14:59 12.01.11	In operation	
24	02	735	02.03.10	28.03.10		10.4	+	+ 14:59 12.01.11	In operation	

Bild 66: Status von GLONASS im Januar 2011

- 3 Bahnebenen (Bild 67 [xxxii]) mit 64,8° Neigung gegen den Äquator (dies ist die höchste Neigung aller Navigationssysteme und ermöglicht eine Verbesserung des Empfangs in Polnähe)

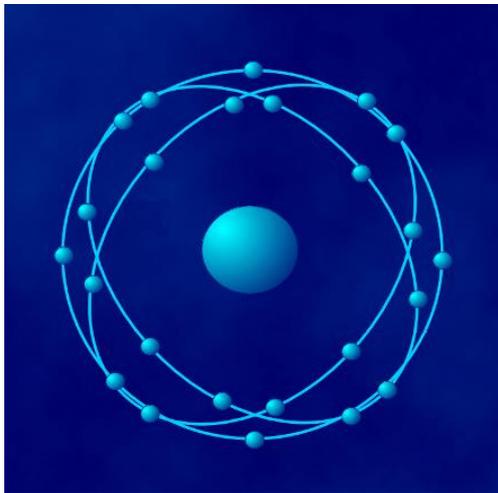


Bild 67: Die drei Bahnen von GLONASS

- Bahnhöhe von 19'100 km und Umlaufzeit von 11h15,8min
- Jeder Glonass-Satellit sendet auf zwei Frequenzen (f1 und f2) zwei verschiedene Codes (C/A und P-Code) aus. Alle Satelliten senden mit gleichem Code, aber auf verschiedenen Frequenzen in der Nähe von 1602 MHz (L1-Band) und von 1246 MHz (L2-Band). Die Frequenz lässt sich nach folgender Formel bestimmen (k ist der Frequenzkanal des betrachteten Satellit):
 - Frequenz im L1-Band: $f_1 = 1602 \text{ MHz} + k \cdot (9/16) \text{ MHz}$
 - Frequenz im L2-Band: $f_2 = 1246 \text{ MHz} + k \cdot (7/16) \text{ MHz}$

5.2.1 Instandstellung von GLONASS

Das System GLONASS beinhaltet im Vollausbau 24 funktionstüchtige Satelliten. Die GUS plant, ihr Navigationssystem wieder in Stand zu stellen. In regelmässigem Abstand bringt eine Proton-K DM-2 Trägerrakete jeweils drei GLONASS-M-Satelliten (Uragan-Satelliten) in Umlaufbahn (Bild 68 [xxxiii]). Die neue M-Serie soll eine Lebensdauer von ca. 7... 8 Jahren haben und sendet zwei zivile Signale aus. Bis Ende 2011 sollen die für einen weltweiten Einsatz benötigten 24 Satelliten wieder in Umlauf sein



Bild 68: GLONASS-M Satellit und Start einer Proton-K-DM2-Rakete

Ab dem Jahre 2011 sollen Satelliten der K-Serie ins All gebracht werden. GLONASS-K Satelliten werden eine Lebensdauer von 10... 12 Jahren haben und drei zivile Signale aussenden. Ab 2013 soll CDMA-Modulation eingeführt werden.

Die gemessene Positionierungsgenauigkeit von GLONASS soll allmählich diejenige von GPS erreichen (Bild 69 [xxxiv]).

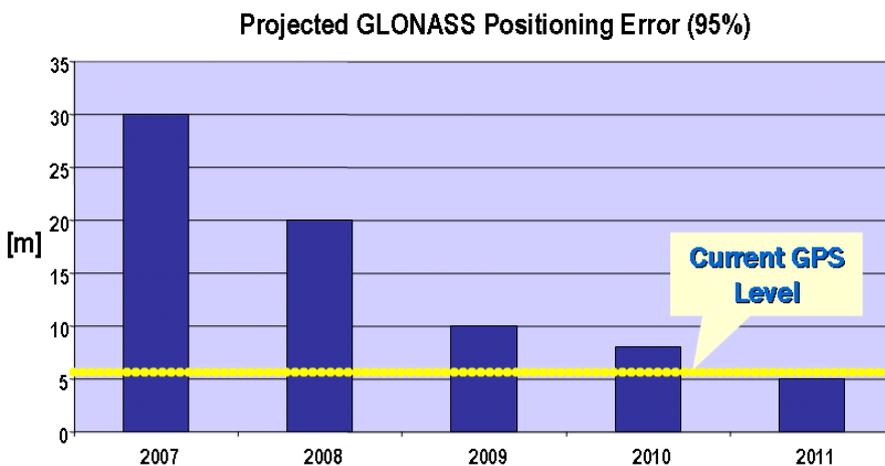


Bild 69: Die gemessene Positionierungsgenauigkeit soll im Endausbau diejenige von GPS erreichen

Bei der Modernisierung und Instandstellung von GLONASS sind folgende Systemänderungen zu erwarten:

- Das Bodensegment wird erneuert.
- Das Prinzip der Zeitreferenzierung wird modernisiert.
- Die Messungen zur Ermittlung der Ephemeriden und Satellitenzeiten werden präziser.
- Die Stabilität der Satellitenuhren wird verbessert.
- Das verwendete Referenzellipsoid Geodetic Reference Frame PZ-90 wird an ITRF angeglichen.
- Ein drittes ziviles Signal (L3) wird mit GLONASS-K eingeführt.
- Mit GLONASS-K wird eine Search-and-Rescue-Funktion eingeführt.

5.3 GALILEO

5.3.1 Übersicht

GALILEO ist das europäische Programm für weltweite Navigationsdienste. Die Europäische Union (EU) entwickelt in enger Zusammenarbeit mit der Europäischen Weltraumorganisation (ESA) ein Satellitennavigationssystem.

GALILEO wird ab 2015 aus einer Initialkonstellation von 18 MEO-Satelliten und ab 2020 aus der vollständigen Konstellation von 30 Satelliten bestehen. Die drei kreisförmigen Umlaufbahnen, in einer Höhe von 23'222 km über der Erdoberfläche, sind um 56° geneigt. Diese Satelliten sollen durch ein weltweites Netz von Bodenstationen unterstützt werden.

Wesentliche Argumente aus der Sicht der Europäischen Union (EU) für die Einführung von GALILEO sind:

- Die Unabhängigkeit von der USA zu erlangen.
- Ein präzises Navigationssystem zu haben. Mit dem Offenen Dienst (Open Service, OS) wird eine Positionierungsgenauigkeit bis auf ca. 4 bis 15 m erwartet. Sicherheitskritische Dienste sollen eine Präzision von 4 bis 6 m aufweisen. Die Empfindlichkeit auf Mehrwegempfang wird vermindert. Diese Optimierung soll durch die Verwendung der BOC- und MBOC-Modulation zustande kommen. Auch GPS wird bei seiner Modernisierung BOC und MBOC einführen.
- Ein rein ziviles Navigationssystem zu haben. GALILEO wird unter zivilen Aspekten konzipiert und erstellt. GALILEO bietet für einzelne Dienste eine Funktionsgarantie an.
- Mehrere Dienste zu haben. GALILEO wird vier (ev. fünf) verschiedene Dienste anbieten.
- Eine Such- und Rettungsfunktion anzubieten. SAR-Funktionen (Search- and Rescue-Function) werden bereits von anderen Organisationen angeboten. Neu an diesem Dienst wird die Quittierung des Alarms sein.
- Die Sicherheit durch Integritätsmeldungen zu erhöhen. GALILEO wird eine Integritätsmeldung umfassen, die den Nutzer unmittelbar über auftretende Fehler informiert. Darüber hinaus wird eine Verfügbarkeitsgarantie abgegeben. Für den Open-Service wird weder eine Verfügbarkeitsgarantie abgegeben, noch steht die Integritätsmeldung zur Verfügung. Für diesen Dienst muss man EGNOS zu Hilfe ziehen.
- Arbeitsplätze zu schaffen.
- Navigations-Know-How zu erlangen. Mit GALILEO will Europa sich Wissen aneignen und der einheimischen Industrie einen nachhaltigen Kompetenzzuwachs ermöglichen. Z. B. sollen die Atomuhren von GALILEO in Europa entwickelt und hergestellt werden (Bild 70 [xxv]).



Bild 70: Rubidium- und Wasserstoff-Maser Atomuhren

- Die Abdeckung mit Satellitensignalen weltweit zu verbessern. GALILEO wird in Städten und in Gebieten hoher geografischer Breite etwas besser empfangen werden können als GPS (dies ist möglich, weil die Satellitenbahnen von GALILEO einen Winkel von 56° zum Äquator aufweisen und zudem auf einer Höhe von 23'222km liegen). Zukünftige Navigationsempfänger werden sowohl GPS, wie auch GALILEO Signale auswerten können: Dadurch verdoppelt sich die Anzahl der sichtbaren Satelliten und die Genauigkeit erhöht sich.

5.3.2 Angebotene GALILEO-Dienste

GALILEO wird für einige kritische Anwendungen Informationen zur Systemintegrität übertragen, um die gewünschte Positionsgenauigkeit zu gewährleisten. Unter Integrität wird die Unversehrtheit von Informationen und Daten verstanden. Die Benutzer werden rechtzeitig (innerhalb von 6 Sekunden) eine entsprechende Warnung erhalten, wenn das System die angegebene Genauigkeit unterschreitet. Die GALILEO-Betreiber sind der Ansicht, dass diese Warnungen selbst für sicherheitskritische Anwendungen (z. B. Flugzeuglandungen) rasch genug übermittelt werden. GALILEO wird fünf verschiedene Dienstkategorien anbieten. Bei jedem Dienst sind die Anforderungen an Funktion, Genauigkeit, Verfügbarkeit, Integrität und sonstige Parameter unterschiedlich.

5.3.2.1 Offener Dienst (Open Service, OS)

Dieser Dienst ist für Anwendungen auf Massenmärkten vorgesehen. Er wird kostenlos Signale zur Positions- und Zeitbestimmung übermitteln. Für Anwendungen mit geringeren Genauigkeitsanforderungen werden günstige Einfrequenz-Empfänger eingesetzt werden. Da die Sendefrequenzen von GALILEO und GPS (L1) für diese Anwendung gleich sind, werden Navigations-Empfänger die Signale von GALILEO und GPS kombinieren können. Durch die Erhöhung der Anzahl der empfangenen Satellitensignale werden sich die Empfangseigenschaften selbst unter ungünstigeren Betriebsbedingungen, wie z. B. in Stadtgebieten, verbessern. Der offene Dienst wird die vom System berechneten Integritätsinformationen nicht übermitteln. Für den offenen Dienst wird die GALILEO-Betreibergesellschaft keine Verfügbarkeitsgarantie und keine Haftung übernehmen.

5.3.2.2 Kommerzieller Dienst (Commercial Service, CS)

Der kommerzielle Dienst (Commercial Service, CS) ist für Marktanwendungen gedacht, die höhere Leistungen erfordern als der offene Dienst. Über diesen Dienst werden kostenpflichtige Mehrwertdienste angeboten. Die zwei Funk-Signale des Dienstes sind verschlüsselt. Typische Mehrwertdienste sind z. B. Dienste zur Übertragung von Daten mit hohen Transferraten, Garantien für die Bereitstellung der Dienste, exakte zeitbezogene Dienste und die Bereitstellung von Modellen zur ionosphärischen Verzögerung, sowie von lokalen differenziellen Korrektursignalen für äusserst exakte Positionsbestimmungen. Die Zugriffskontrolle zu den Signalen wird auf Empfängerenebene über Zugriffsschutzcodes erfolgen.

5.3.2.3 Sicherheitskritischer Dienst (Safety of Life Service, SoL)

Der sicherheitskritische Dienst (Safety-of- Life Service, SoL) ist für verkehrsbezogene Anwendungen vorgesehen, bei denen infolge einer Beeinträchtigung des Navigationssystems, ohne entsprechende Warnung in Echtzeit,

lebensbedrohliche Situationen auftreten könnten. Der wesentliche Unterschied zum offenen Dienst besteht in der weltweit hohen Integrität bei sicherheitskritischen Anwendungen wie z. B. in den Bereichen Seeverkehr, Luftverkehr und Schienenverkehr. Der Dienst kann nur durch die Verwendung zertifizierter Zweifrequenz-Empfänger genutzt werden. Unter diesen Bedingungen wird die GALILEO-Betreibergesellschaft den SoL-Dienst garantieren. Damit der erforderliche Signalschutz gegeben ist, wird der SoL-Dienst auf den Frequenzbändern für Flugnavigationsfunkdienste (L1 und E5) eingerichtet.

5.3.2.4 Öffentlicher Regulierter Dienst (Public Regulated Service, PRS)

GALILEO ist ein ziviles System, das auch einen stabilen und zugriffsgeschützten Dienst für staatliche (inkl. Militär) Zwecke beinhaltet. Der öffentliche regulierte Dienst (Public Regulated Service, PRS) wird von Benutzergruppen wie z.B. Polizei, Feuerwehr und Grenzschutz genutzt werden. Der Zugang zum verschlüsselten PRS-Dienst wird von zivilen Stellen kontrolliert. Der PRS-Dienst muss ständig und unter allen Umständen in Betrieb sein, insbesondere in Krisensituationen, da andere Dienste gestört sein könnten. Der PRS-Dienst wird unabhängig von den übrigen Diensten gestaltet und eine hohe Signalstabilität aufweisen. Gegen Störsender und elektronische Täuschung soll er geschützt sein.

5.3.2.5 Such- und Rettungsdienst (Search and Rescue, SAR)

Der SAR-Dienst wird für humanitäre Such- und Rettungsdienste genutzt. Notsender und Satelliten ermöglichen die Ortung und Peilung von einzelnen Personen, Fahrzeugen bei See-, Land- und Luftnotfällen. Ende der 70er Jahre entwickelten die USA, Kanada, die damalige UdSSR und Frankreich ein Satelliten-System zur Ortung von aktivierten Notsendern. Das System heisst auf Englisch "SARSAT" (Search and Rescue Satellite-Aided Tracking), im Russischen wird es "COSPAS" genannt. Das COSPAS-SARSAT-System verwendet sechs Satelliten in niedriger Erdumlaufbahn (LEO-Satelliten, Low Earth Orbit) und fünf geostationäre Satelliten (GEO-Satelliten) [xxxvi]. Der GALILEO-SAR-Dienst soll das bestehende COSPAS-SARSAT-System verbessern und erweitern:

- Empfang von Notrufen von beliebigen Standorten auf der ganzen Erde praktisch in Echtzeit (Verzögerung bisher durchschnittlich eine Stunde).
- exakte Positionsbestimmung der Warnmeldungen (auf wenige Meter, anstelle der derzeitigen Genauigkeit von 5 km).
- Erkennung mit mehreren Satelliten zur Überwindung standortbedingter Behinderungen bei ungünstigen Bedingungen und erhöhte Verfügbarkeit des Weltraumsegments (30 GALILEO-Satelliten in der mittleren Erdumlaufbahn, ergänzend zu den LEO- und GEO-Satelliten des aktuellen COSPAS-SARSAT-Systems).

Mit GALILEO wird eine neue SAR-Funktion, die Rückmeldung (vom SAR-Betreiber zur Notfunkbake) eingeführt (Bild 71). Dadurch sollen die Rettungsmassnahmen erleichtert und der Anteil von Fehlalarmen reduziert werden. Der GALILEO-SAR-Dienst wird in Zusammenarbeit mit COSPAS-SARSAT definiert; die Merkmale und Funktionen des Dienstes werden von der IMO (International Maritime Organisation) und der ICAO (International Civil Aviation Organisation) geregelt.

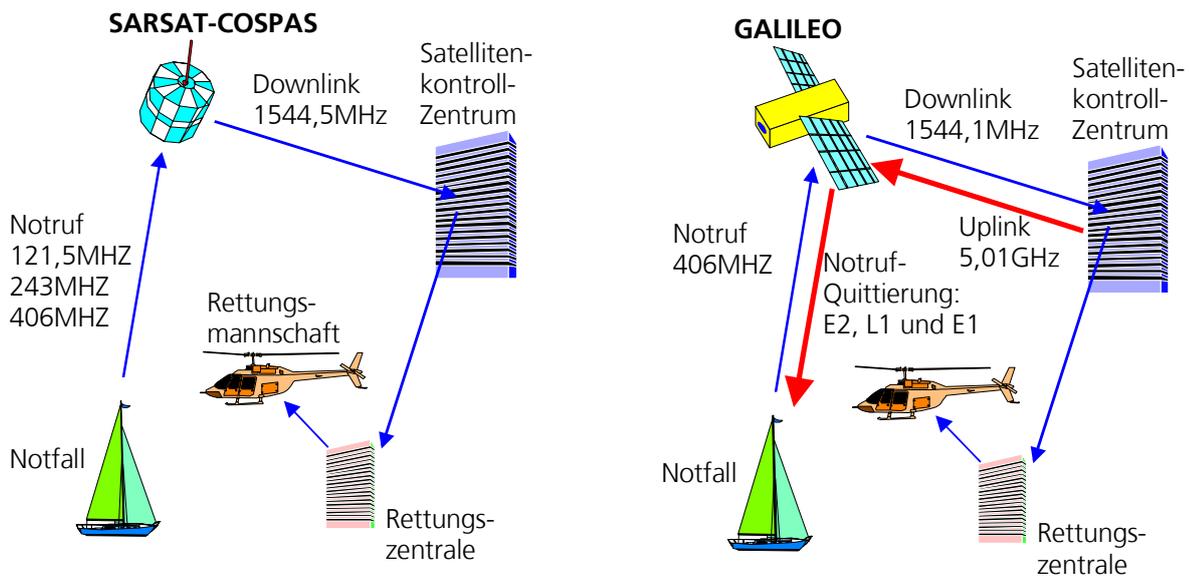


Bild 71: Im Gegensatz zu SARSAT-COSPAS hat der Rettungsdienst von GALILEO eine Notrufquittierung

5.3.3 Genauigkeit

Je nach Dienst wird die Genauigkeit unterschiedlich sein [xxxvii]. Werden Zweifrequenz-Empfänger verwendet, erhöht sich die Genauigkeit durch die Kompensation des Laufzeitfehlers bedingt durch die Ionosphäre. Mit lokalen Massnahmen (z. B. Differential-Messungen, ähnlich zu DGPS) kann die Präzision bis in den Zentimeterbereich gesteigert werden. Tabelle 10 zeigt die zu erwartende Genauigkeit in 95% aller Messungen.

Dienst	Empfängertyp	Horizontale Positionierungsgenauigkeit	Vertikale Positionierungsgenauigkeit
OS	Einfrequenz	15m	35m
	Zweifrequenz	4m	8m
CS	Zweifrequenz	<1m	<1m
PRS	Einfrequenz	6,5m	12m
SoL	Zweifrequenz	4...6m	4...6m

Tabelle 10: Geplante Positionierungsgenauigkeit (95%-Wert) von GALILEO

5.3.4 Technik von GALILEO

Das Weltraumsegment von GALILEO wird zu Beginn (ab 2015) aus 18 Satelliten (Initialkonstellation) und ab 2020 aus 30 Satelliten (FOC: Full Operational Capability) bestehen. Sie werden in kreisförmigen Umlaufbahnen in 23'222 km Höhe platziert. Damit ist eine weltweite Abdeckung gewährleistet. Die 18 Satelliten werden auf drei Bahnen regelmässig verteilt. Die Neigung der drei Bahnen soll 56° zum Äquator betragen (Bild 72). Die Umlaufzeit eines Satelliten beträgt 14 h und 5 min.

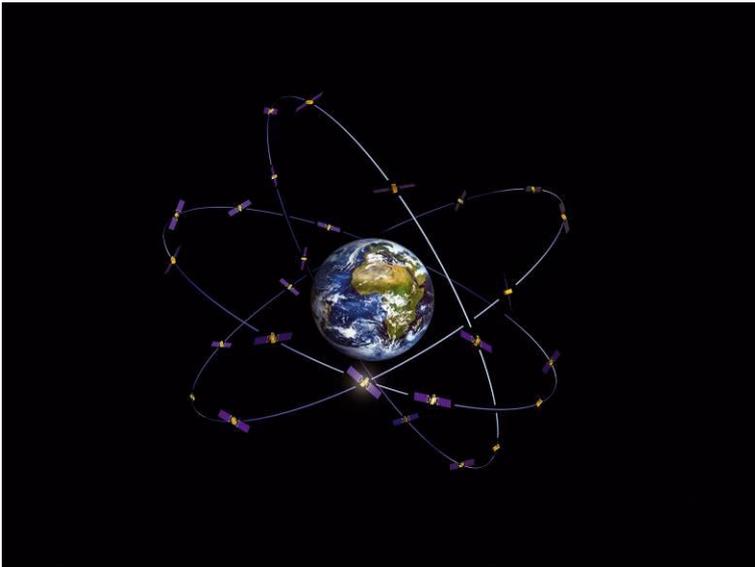


Bild 72: Konstellation der GALILEO-Satelliten (Zeichnung: ESA-J.Huart)

Die Satelliten sollen 700 kg wiegen und 2,7 m x 1,2 m x 1,1 m gross sein. Die Satelliten werden für eine Lebensdauer von über 15 Jahre ausgelegt. Die benötigte Satelliten-Leistung von 1600 W wird durch grossflächige Solar-Panels gewonnen. In regelmässigen Zeitintervallen von 100 Minuten erfolgt ein Funkkontakt zum Bodensegment, um die Navigationsdaten zu aktualisieren.

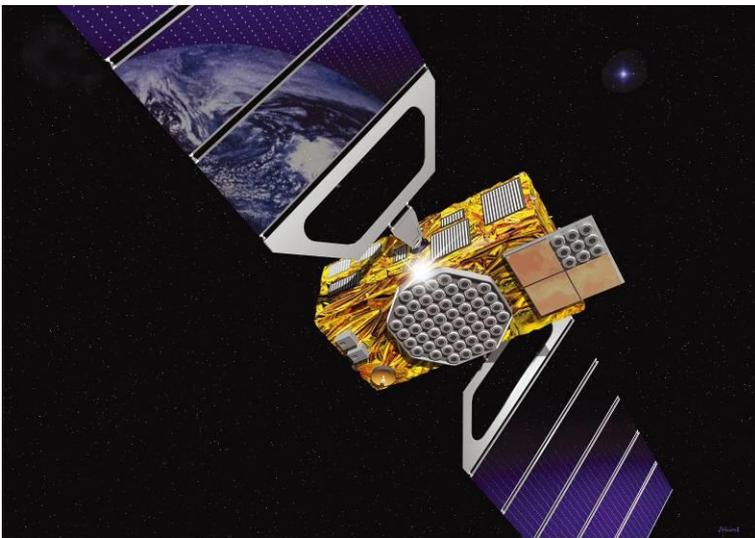


Bild 73: GALILEO-Satellit (Zeichnung: ESA-J.Huart)

Das Bodensegment enthält eine Reihe von Kontrollzentren, sowie globale Stations-Netzwerke für verschiedene Aufgaben. Dazu gehören die Überwachung der Integrität der Signale und die Koordination der vorgesehenen umfangreichen Such- und Rettungsdienste.

Weltweit sind Kontrollzentren zur Navigations- und Satellitenkontrolle geplant. Kern des Bodensegments bilden zwei Galileo-Kontrollzentren in Deutschland, sowie in Italien [xxxviii]. Das künftige Galileo-Hauptkontrollzentrum wird am DLR-Standort Oberpfaffenhofen errichtet. Von dort aus wird der Regelbetrieb der 30-Satelliten-Konstellation über mindestens 20 Jahre hinweg durchgeführt werden. Ein umfassendes zweites Galileo-Kontrollzentrum mit eigenen Aufgaben für den Regelbetrieb soll in Fucino (Italien) entstehen. Es fungiert auch bei auftretenden Problemen als Backup-Einrichtung.

Die Positionierung der 30 Satelliten werden das Europäische Satellitenkontrollzentrum ESA/ESOC in Darmstadt, sowie das französische Raumfahrtzentrum der CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) in Toulouse zu jeweils gleichen Anteilen übernehmen.

Die Integrität der Satelliten-Signale wird durch ca. 30 Integritäts-Überwachungsstationen (IMS) überprüft. Diese Stationen sind weltweit verteilt. Zwei Kontrollzentren werten die IMS-Informationen aus und lösen im Falle einer zu grossen Abweichung der Positionsdaten einen Alarm aus.

Es ist vorgesehen, dass Ariane-5-Raketen jeweils acht Satelliten transportieren werden (Bild 74). Die restlichen Satelliten sollen dann mit drei Soyuz-Raketen, welche nur zwei GALILEO-Satelliten pro Start transportieren, im Orbit platziert werden. Die Satelliten werden nach ihrem Start direkt in die mittlere Erdumlaufbahn (MEO) gebracht.



Bild 74: Ariane-5-Rakete beim Befördern von 8 GALILEO-Satelliten ins All (GALILEO-industries.net)

5.3.4.1 Signalfrequenzen für den Offenen Dienst (OS)

Der Offene Dienst (Open Service OS) nutzt unterschiedliche Frequenzen, Modulationsarten und Datenraten (Tabelle 11 und Bild 75 [xxxix]). Grundsätzlich werden die Modulationsarten BPSK, BOC und MBOC/CBOC verwendet. Einzig bei E5a und E5b wird eine leicht modifizierte BOC-Modulation (genannt altBOC) eingesetzt. Die ausgesendeten Signale sind rechtsgerichtet zirkularpolarisiert (Right-Hand Circularly Polarized, RHCP).

Signal	Mittenfrequenz des Trägers (MHz)	Referenzbandbreite des Empfängers (MHz)	Modulationsart	Datenrate (bit/s)
E1	1575.420	24.552	MBOC/CBOC (6,1,1/11)	250
E6	1278.751	40.920	BPSK(5)	1000
E5	1191.795	51.150		
E5a	1176.450	20.460	AltBOC (15,10)	50
E5b	1207.140	20.460	AltBOC (15,10)	250

Tabelle 11: Frequenzplan des Offenen Dienstes von GALILEO

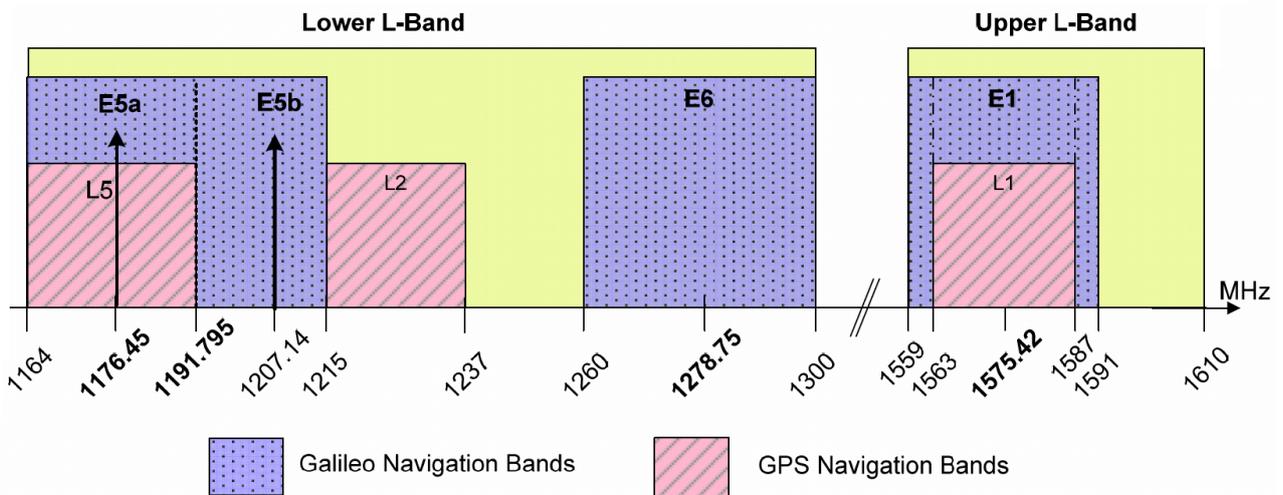


Bild 75: Frequenzbänder mit reservierten Bandbreiten des Offenen Dienstes

Zusätzlich wird bei E5a, E5b, E6 und E1 ein Pilotkanal mitgesendet. Der Pilotkanal ist frei von Navigationsdaten und um 90° zu den anderen Signalen phasenverschoben (Bild 76 [XII]). Dank dem Pilotsignal wird die Einrastzeit (Akquisitionszeit) eines Empfängers verringert. Zwischen L1 und E6 liegt die SAR-Downlink-Frequenz.

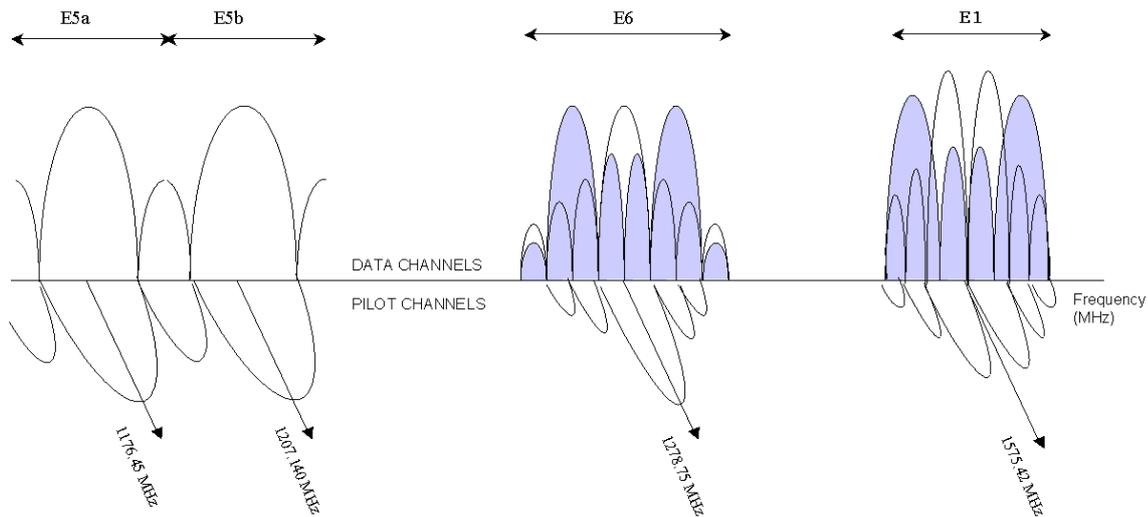


Bild 76: Vorgesehene GALILEO-Frequenzen

5.3.4.2 Zeitplan

Nach Verhandlungen haben die USA und die EU am 26. Juni 2004 in Dublin eine Vereinbarung unterzeichnet. Ziel dieser Vereinbarung war es, eine reibungslose Zusammenarbeit (Interoperabilität) und Kompatibilität zwischen GALILEO und seinem amerikanischen Gegenstück GPS sicherzustellen. So soll in Zukunft ein Nebeneinander von GPS und GALILEO gewährleistet sein. Auf Vorschlag der Europäischen Kommission hat der Europäische Rat am 10. Dezember 2004 die technischen Merkmale des Systems bestätigt, insbesondere die anzubietenden Dienste [XII]. Am 26. Juli 2007 wurde die Vereinbarung bezüglich dem gemeinsamen zivilen Signal im L1-Band veröffentlicht: Das GPS L1C- und das GALILEO E1-Signal werden mit MBOC(6,1,1/11)

moduliert. GALILEO sollte gemäss der Europäischen Kommission den Betrieb im Jahr 2015 (Initialkonstellation) und ab 2020 (FOC: Full Operational Capability) aufnehmen.

Der Aufbau des Systems erfolgt in vier Phasen:

- Projektdefinition: Ziel der Definitionsphase war es, die grundlegenden Eckdaten und Spezifikationen für das System auszuarbeiten. Dieser Teil des Projekts wurde bereits 2003 abgeschlossen.
- Entwicklung und Tests im Orbit: Im Dezember 2005 wurde vom Kosmodrom Baikonur in Kasachstan der erste Experimentalsatellit GIOVE-A in Umlaufbahn gebracht (Bild 77 [xljii]). GIOVE ist ein Akronym für GALILEO In-Orbit Validation Element (Giove ist ebenfalls der italienische Ausdruck für den Planet Jupiter). Der zweite Experimentalsatellit GIOVE-B wurde im Laufe des Jahres 2008 ins All gebracht. Mit den Experimentalsatelliten sichert sich die EU die Frequenzbänder für den GALILEO-Betrieb. Auch werden diese „Pioniersatelliten“ dazu dienen, wichtige Technologien, wie beispielsweise Atomuhren, unter Weltraumbedingungen zu testen. GIOVE-A hat zwei Rubidium-Atomuhren (Stabilität: ca. 10 Nanosekunden pro Tag) und GIOVE-B noch weitere zwei passive Wasserstoff-Maser-Atomuhren (Stabilität: unter 1 Nanosekunde pro Tag) an Bord.

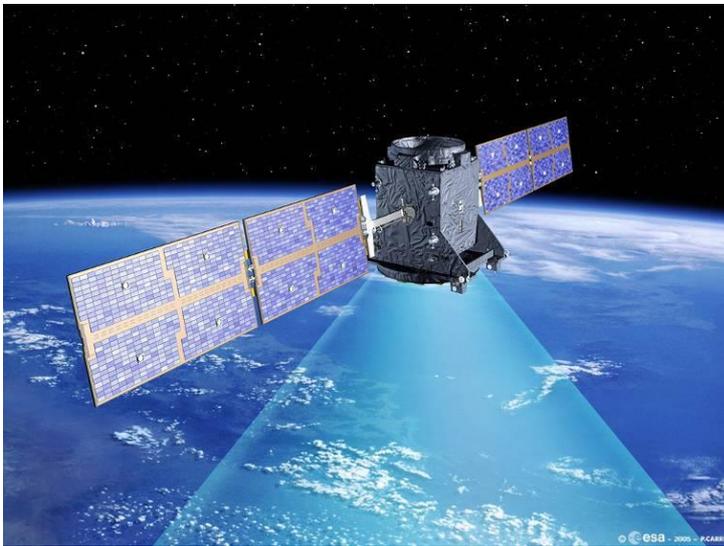


Bild 77: GIOVE-A und Start von GIOVE-A am 28. Dezember 2005

- Nach der Experimentalphase mit GIOVE-A und GIOVE-B, werden vier Satelliten (zwei am 21. Oktober 2011 und zwei Mitte 2012) in Umlauf gebracht und direkt im Weltraum getestet [xljiii]. Mit dieser Mindestkonstellation (IOV: In Orbit Validation) konnten die Wissenschaftler prüfen, ob die Satelliten an den Testorten auf der Erde exakte Positions- und Uhrzeitdaten liefern.
- Einrichtung und Inbetriebnahme des kompletten Systems: Sind die Ergebnisse der zweiten Phase positiv, wird das System weiter ausgebaut: Bis 2015 soll die Initialkonstellation mit 18 Satelliten und bis 2020 die vollständige (FOC: Full Operational Constellation) mit 30 Satelliten erreicht werden.
- Nutzung: Sobald die Initialkonstellation (2015 mit 18 Satelliten) erreicht ist, kann das System in Betrieb genommen werden. Am Ende der Ausbaustufe (ab 2020) sollen 30 Satelliten die Erde umkreisen. Die Bodenstationen, sowie lokale und regionale Servicestellen werden aufgebaut.

5.4 Das Chinesische System Compass (Beidou)

Die Volksrepublik China plant ein globales Navigationssystem. Dieses Navigationssystem (radio-navigation satellite system, RNSS) soll ähnlich wie GPS und Galileo aufgebaut sein.

Im Endausbau werden folgende Satelliten in Betrieb sein:

- 5 GEO-Satelliten
- 27 MEO-Satelliten
- 3 IGSO-Satelliten (Satelliten auf inclined geosynchronous orbits)

Compass (Beidou) ist CDMA-moduliert und sendet auf folgenden drei Frequenzbändern:

- 1559.052 – 1591.788 MHz
- 1166.22 – 1217.37 MHz
- 1250.618 MHz – 1286.423 MHz

Compass soll zwei Navigationdienste bieten:

- Offener Dienst, mit einer Positionierungsgenauigkeit von 10 m, eine Geschwindigkeitsgenauigkeit von 0.2 m/s und eine Zeitgenauigkeit von 50 ns.
- Dienst für autorisierte Benutzer. Dieser Dienst soll zuverlässiger als der Offene Dienst sein.

Die MEO-Satelliten werden auf 6 Umlaufbahnen verteilt. Der erste MEO-Satellit wurde im April 2007 ins All gebracht und im Januar 2011 waren sieben Satelliten in Umlauf (Bild 78, [xliv]) Das System soll für den asiatischen pazifischen Raum um das Jahr 2012 und weltweit für das Jahr 2020 betriebsbereit sein.

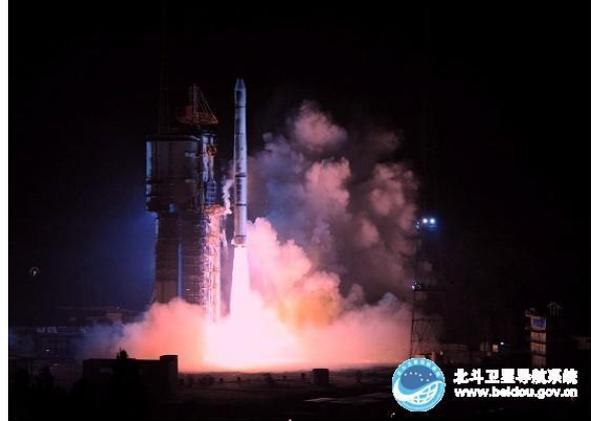


Bild 78: Ansicht und Start des siebenten Compass Satelliten am 18. Dezember 2010

6 Bestimmung von Position und Geschwindigkeit

Möchten **Sie** . . .

- verstehen, wie Koordinaten und Zeit ermittelt werden?
- wissen, was eine Pseudodistanz ist?
- verstehen, warum ein GPS-Empfänger zu Beginn der Berechnung zuerst eine Position schätzen muss?
- verstehen, wie eine unlineare Gleichung mit vier Unbekannten gelöst wird?
- wissen, welche Genauigkeit der Betreiber des GPS-Systems garantiert?
- verstehen, warum die Satellitengeometrie die Genauigkeit beeinflusst?
- wissen, was ein DOP-Wert ist und wie dieser Wert die Genauigkeit beeinflusst?
- wissen, wie die Geschwindigkeit bei GNSS gemessen wird?
- verstehen, warum der Dopplereffekt zur Geschwindigkeitsmessung angewendet wird?

Dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

6.1 Einleitung

Obwohl ursprünglich für rein militärische Zwecke gedacht, wird GPS heutzutage vor allem für zivile Anwendungen genutzt, z. B. Vermessung, Navigation (Luft, Wasser und Boden), Positionierung, Geschwindigkeitsmessung, Zeitbestimmung, Überwachung von fixen und beweglichen Objekten, usw. Der Betreiber des Systems garantiert dem Anwender des zivilen Standard-Service, dass während 95% der Zeit weltweit im Mittel (unter Berücksichtigung der Satellitengeometrie gemäss Abschnitt 6.4, aber ohne Berücksichtigung des Einflusses des GPS-Empfängers [xiv]) folgende Genauigkeit (Tabelle 12), erreicht wird:

Horizontale Genauigkeit	Vertikale Genauigkeit	Zeitgenauigkeit
≤ 9 m	≤15 m	≤40ns

Tabelle 12 : Genauigkeit des zivilen Standard-Service SPS

Durch zusätzlichen Aufwand, z.B. mehrere gekoppelte Empfänger (DGPS, siehe Abschnitt 7), längere Messzeit, spezielle Messtechnik (Phasenmessung) kann die Positionierungsgenauigkeit in den Millimeterbereich gesteigert werden.

6.2 Berechnung der Position

6.2.1 Prinzip der Laufzeitmessung (Auswertung der Pseudodistanzen)

Damit ein GPS-Anwender seine Position bestimmen kann, müssen die Zeitsignale von vier verschiedenen Satelliten (Sat 1 ... Sat 4) empfangen werden, um die Signallaufzeiten $\Delta t_1 \dots \Delta t_4$ zu berechnen (Bild 79).

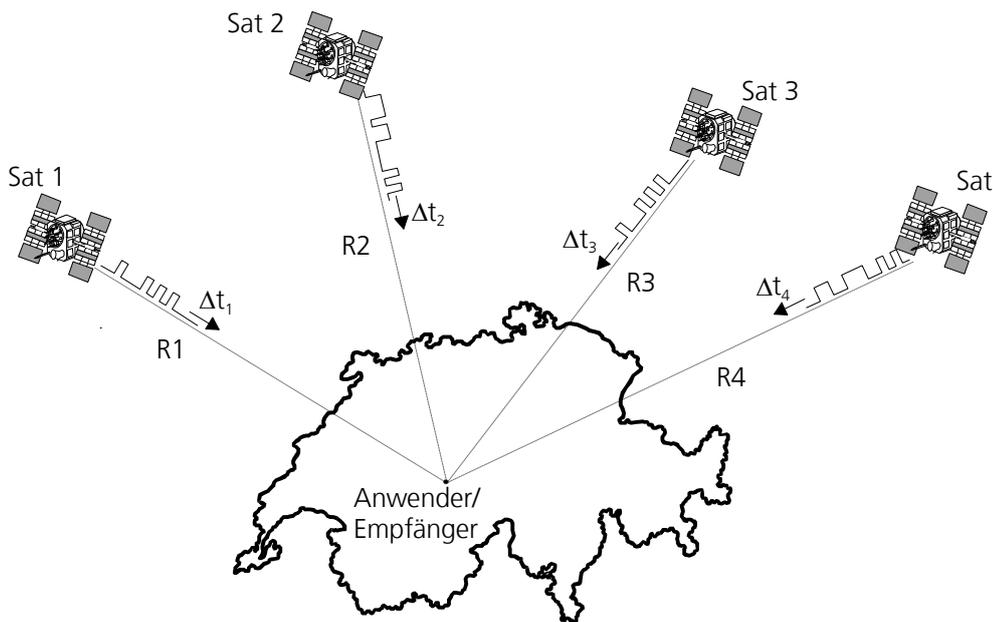


Bild 79: Vier Satellitensignale müssen empfangen werden

Die Berechnungen werden in einem kartesischen, dreidimensionalen Koordinatensystem mit geozentrischem Ursprung durchgeführt (Bild 80). Anhand der Signallaufzeiten Δt_1 , Δt_2 , Δt_3 und Δt_4 der vier Satelliten zum Anwender werden die Entfernungen (Range) R_1 , R_2 , R_3 und R_4 des Anwenders zu den vier Satelliten berechnet. Da die Standorte X_{Sat} , Y_{Sat} und Z_{Sat} der vier Satelliten bekannt sind, können infolgedessen die Koordinaten des Anwenders berechnet werden.

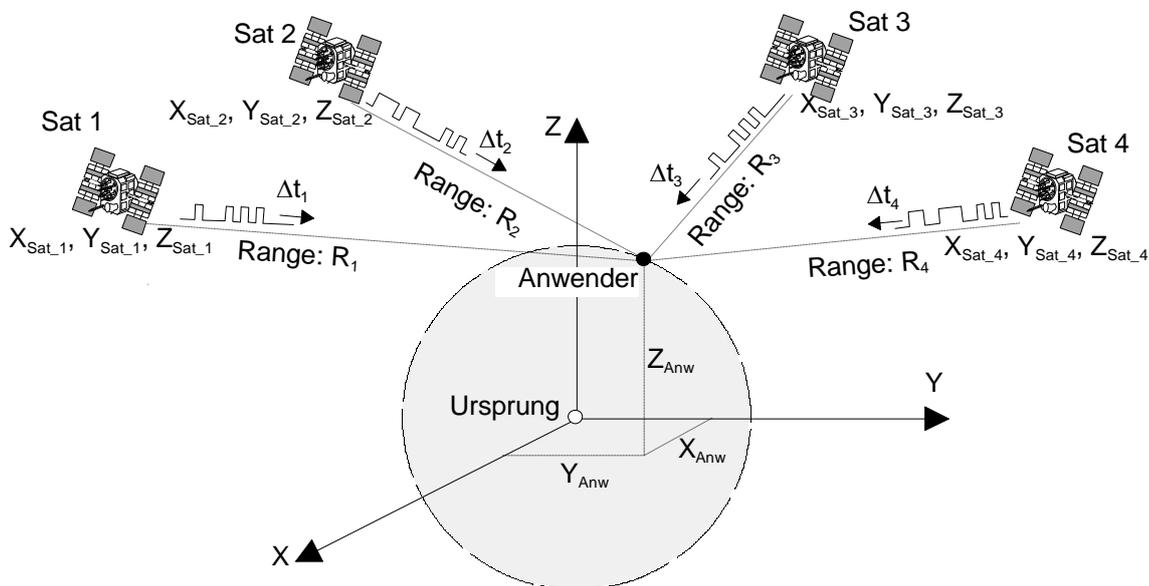


Bild 80: Dreidimensionales Koordinatensystem

Der Zeitpunkt der Aussendung (in Satelliten-Zeit) des Satellitensignals ist dank der im Satelliten eingebauten Atomuhren genauestens bekannt (siehe Abschnitt 6.3) und wird mit der Navigations-Nachricht (siehe 4.5.2.2) übertragen. Alle Satellitenuhren (Satelliten-Zeit) sind zur UTC bzw. GPS-Zeit synchronisiert bzw. korrigiert (die Korrekturgrösse wird mit der Navigationsnachricht übertragen). Dagegen ist die Empfängeruhr nicht zur UTC bzw. GPS-Zeit synchronisiert und geht somit um Δt_0 vor oder nach. Das Vorzeichen von Δt_0 gilt als positiv, wenn

die Anwenderuhr vorgeht. Der Zeitfehler Δt_0 verursacht eine Verfälschung in der Laufzeitmessung bzw. in der Distanzmessung R. Gemessen wird eine fehlerhafte Entfernung, genannt Pseudoentfernung bzw. Pseudorange PSR [xlvi].

$$\Delta t_{\text{gemessen}} = \Delta t + \Delta t_0 \quad (1a)$$

$$\text{PSR} = \Delta t_{\text{gemessen}} \cdot c = (\Delta t + \Delta t_0) \cdot c \quad (2a)$$

$$\text{PSR} = R + \Delta t_0 \cdot c \quad (3a)$$

- R: wahrer Entfernung vom Satelliten zum Anwender
- c: Lichtgeschwindigkeit
- Δt : Laufzeit vom Satelliten zum Anwender
- Δt_0 : Differenz zwischen GPS-Zeit- und Anwenderuhr (Empfänger-Zeit)
- PSR: Fehlerbehaftete Entfernungsmessung

Die wahre Entfernung R vom Satelliten zum Anwender kann im kartesischen System folgendermassen berechnet werden:

$$R = \sqrt{(X_{\text{Sat}} - X_{\text{Anw}})^2 + (Y_{\text{Sat}} - Y_{\text{Anw}})^2 + (Z_{\text{Sat}} - Z_{\text{Anw}})^2} \quad (4a)$$

somit (4) in (3)

$$\text{PSR} = \sqrt{(X_{\text{Sat}} - X_{\text{Anw}})^2 + (Y_{\text{Sat}} - Y_{\text{Anw}})^2 + (Z_{\text{Sat}} - Z_{\text{Anw}})^2} + c \cdot \Delta t_0 \quad (5a)$$

Um die vier Unbekannten (Δt_0 , X_{Anw} , Y_{Anw} und Z_{Anw}) zu bestimmen, sind vier unabhängige Gleichungen notwendig.

Für die vier Satelliten ($i = 1 \dots 4$) gilt:

$$\text{PSR}_i = \sqrt{(X_{\text{Sat}_i} - X_{\text{Anw}})^2 + (Y_{\text{Sat}_i} - Y_{\text{Anw}})^2 + (Z_{\text{Sat}_i} - Z_{\text{Anw}})^2} + c \cdot \Delta t_0 \quad (6a)$$

6.2.2 Linearisierung der Gleichung

Die vier Gleichungen von 6a ergeben ein nichtlineares Gleichungssystem. Um das System zu lösen, wird die Wurzelfunktion nach dem Schema von Taylor zuerst linearisiert, wobei nur das erste Glied verwendet wird (Bild 81).

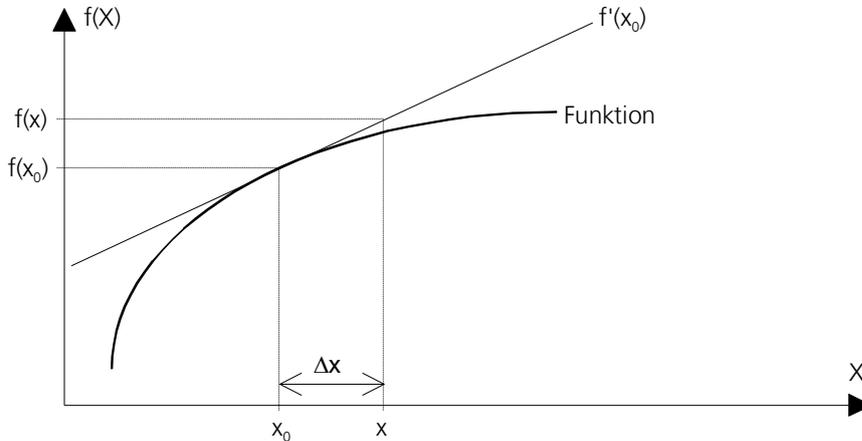


Bild 81: Umsetzung der Taylor-Reihe

Allgemein (mit $\Delta x = x - x_0$):
$$f(x) = f(x_0) + \frac{f'(x_0)}{1!} \cdot \Delta x + \frac{f''(x_0)}{2!} \cdot \Delta x^2 + \frac{f'''(x_0)}{3!} \cdot \Delta x^3 + \dots$$

Vereinfacht (nur 1. Glied):
$$f(x) = f(x_0) + f'(x_0) \cdot \Delta x \tag{7a}$$

Um die vier Gleichungen (6a) zu linearisieren, muss infolgedessen ein willkürlich geschätzter Wert x_0 in der Nähe von x angenommen werden.

Für GPS bedeutet dies, dass anstatt von X_{Anw} , Y_{Anw} und Z_{Anw} direkt zu berechnen, zuerst eine Position X_{Ges} , Y_{Ges} und Z_{Ges} geschätzt und verwendet wird (Bild 82).

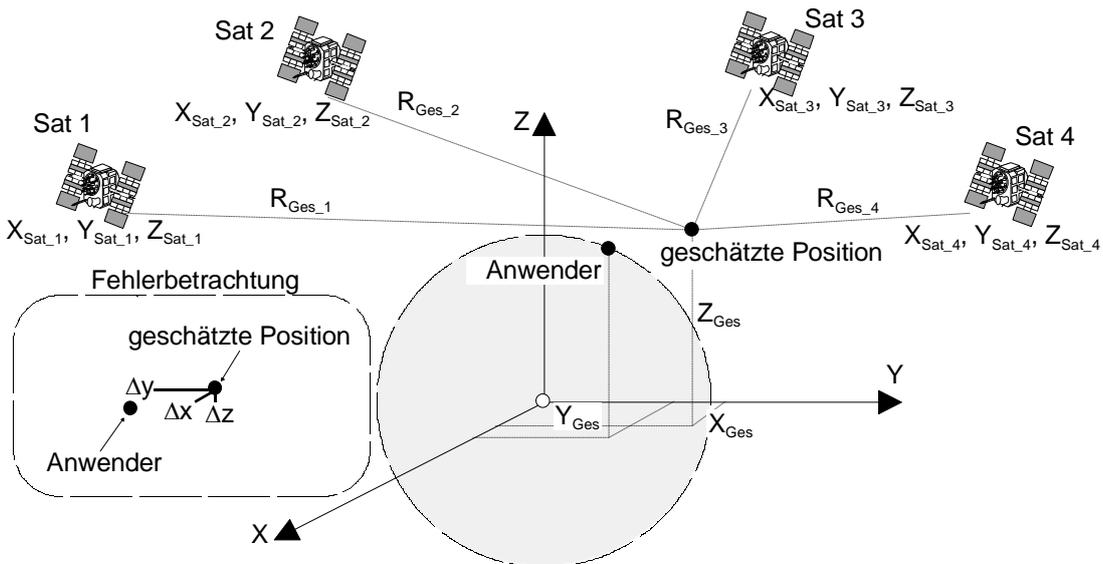


Bild 82: Schätzung der Position

Die geschätzte Position ist um die unbekannte Größe Δx , Δy und Δz fehlerbehaftet.

$$\begin{aligned}
 X_{Anw} &= X_{Ges} + \Delta x \\
 Y_{Anw} &= Y_{Ges} + \Delta y \\
 Z_{Anw} &= Z_{Ges} + \Delta z
 \end{aligned}
 \tag{8a}$$

Die Entfernung R_{Ges} von den vier Satelliten zur geschätzten Position kann analog der Gleichung (4a) berechnet werden:

$$R_{Ges_i} = \sqrt{(X_{Sat_i} - X_{Ges})^2 + (Y_{Sat_i} - Y_{Ges})^2 + (Z_{Sat_i} - Z_{Ges})^2}
 \tag{9a}$$

Gleichung (9a) mit den Gleichungen (6a) und (7a) kombiniert ergibt:

$$PSR_i = R_{Ges_i} + \frac{\partial(R_{Ges_i})}{\partial x} \cdot \Delta x + \frac{\partial(R_{Ges_i})}{\partial y} \cdot \Delta y + \frac{\partial(R_{Ges_i})}{\partial z} \cdot \Delta z + c \cdot \Delta t_0
 \tag{10a}$$

Nach der erfolgten partiellen Ableitung ergibt sich:

$$PSR_i = R_{Ges_i} + \frac{X_{Ges} - X_{Sat_i}}{R_{Ges_i}} \cdot \Delta x + \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_i}}{R_{Ges_i}} \cdot \Delta y + \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_i}}{R_{Ges_i}} \cdot \Delta z + c \cdot \Delta t_0
 \tag{11a}$$

6.2.3 Lösen der Gleichung

Nach Umstellung der vier Gleichungen (11a) (für $i = 1 \dots 4$) können die vier gesuchten Größen (Δx , Δy , Δz und Δt_0) nach den Regeln der linearen Algebra gelöst werden:

$$\begin{bmatrix} PSR_1 - R_{Ges_1} \\ PSR_2 - R_{Ges_2} \\ PSR_3 - R_{Ges_3} \\ PSR_4 - R_{Ges_4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_{Ges} - X_{Sat_1}}{R_{Ges_1}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_1}}{R_{Ges_1}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_1}}{R_{Ges_1}} & c \\ \frac{X_{Ges} - X_{Sat_2}}{R_{Ges_2}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_2}}{R_{Ges_2}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_2}}{R_{Ges_2}} & c \\ \frac{X_{Ges} - X_{Sat_3}}{R_{Ges_3}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_3}}{R_{Ges_3}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_3}}{R_{Ges_3}} & c \\ \frac{X_{Ges} - X_{Sat_4}}{R_{Ges_4}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_4}}{R_{Ges_4}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_4}}{R_{Ges_4}} & c \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta t_0 \end{bmatrix}
 \tag{12a}$$

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta t_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_{Ges} - X_{Sat_1}}{R_{Ges_1}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_1}}{R_{Ges_1}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_1}}{R_{Ges_1}} & c \\ \frac{X_{Ges} - X_{Sat_2}}{R_{Ges_2}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_2}}{R_{Ges_2}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_2}}{R_{Ges_2}} & c \\ \frac{X_{Ges} - X_{Sat_3}}{R_{Ges_3}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_3}}{R_{Ges_3}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_3}}{R_{Ges_3}} & c \\ \frac{X_{Ges} - X_{Sat_4}}{R_{Ges_4}} & \frac{Y_{Ges} - Y_{Sat_4}}{R_{Ges_4}} & \frac{Z_{Ges} - Z_{Sat_4}}{R_{Ges_4}} & c \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} PSR_1 - R_{Ges_1} \\ PSR_2 - R_{Ges_2} \\ PSR_3 - R_{Ges_3} \\ PSR_4 - R_{Ges_4} \end{bmatrix}
 \tag{13a}$$

Die Lösungen von Δx , Δy und Δz werden genutzt, um die geschätzte Position X_{Ges} , Y_{Ges} und Z_{Ges} entsprechend der Gleichung (8a) neu zu beurteilen.

$$X_{\text{Ges_Neu}} = X_{\text{Ges_Alt}} + \Delta x$$

$$Y_{\text{Ges_Neu}} = Y_{\text{Ges_Alt}} + \Delta y$$

$$Z_{\text{Ges_Neu}} = Z_{\text{Ges_Alt}} + \Delta z \quad (14a)$$

Die Schätzwerte $X_{\text{Ges_Neu}}$, $Y_{\text{Ges_Neu}}$, und $Z_{\text{Ges_Neu}}$ werden nun im üblichen iterativen Verfahren so lange in das Gleichungssystem (13a) eingespielen, bis die Fehleranteile Δx , Δy und Δz kleiner sind als der gewünschte Fehler (z.B. 0,1 m). Je nach anfänglicher Schätzung genügen in der Regel drei bis fünf iterative Berechnungen, um einen Fehleranteil unter 1 cm zu erhalten.

6.2.4 Zusammenfassung

Um seine Position zu bestimmen, wird der Anwender (bzw. die Software seines Empfängers) den letzten Messwert verwenden oder eine neue Position schätzen, und durch mehrmalige Iteration die Fehleranteile (Δx , Δy und Δz) auf Null berechnen. Dann gilt:

$$\begin{aligned} X_{\text{Anw}} &= X_{\text{Ges_Neu}} \\ Y_{\text{Anw}} &= Y_{\text{Ges_Neu}} \\ Z_{\text{Anw}} &= Z_{\text{Ges_Neu}} \end{aligned} \quad (15a)$$

Der berechnete Wert von Δt_0 entspricht dem Zeitfehler des Empfängers (Differenz UTC/GPS-Zeit zu Empfängerzeit) und kann verwendet werden, um die Empfängeruhr zu korrigieren.

6.3 Bestimmung der Laufzeit im Detail

6.3.1 Zeitsysteme

Für die Bestimmung der Laufzeiten vom Satellit zum Empfänger sind verschiedene Zeitsysteme massgeblich:

- **UTC**, die koordinierte Weltzeit (siehe Abschnitt 3.5)
- **GPS-Zeit**, das Zeitsystem von GPS. Die GPS-Zeit differiert von UTC um eine ganze Anzahl von Sekunden (für das Jahr 2008 betrug die Differenz 14 Sekunden) und einen Bruchteil einer Sekunde der kleiner als 1 μs ist. Die Differenz GPS-Zeit zu UTC und das zeitliche Verhalten der Differenz werden mit der Navigationsnachricht (Subframe 4, Page 18) übertragen.
- **Satelliten-Zeit**, die Zeit an Bord von jedem einzelnen Satelliten. Die eigene Abweichung Satelliten-Zeit zur GPS-Zeit und das zeitliche Verhalten dieser Abweichung wird ebenfalls von jedem einzelnen Satelliten mit der Navigationsnachricht (Subframe 1, Page 1-25) übertragen.
- **Empfänger-Zeit**, die Zeit innerhalb eines GPS-Empfängers. Diese Zeit wird meistens von einem internen Quarz-Oszillator abgeleitet und differiert von der GPS-Zeit bzw. UTC. Die Differenz Δt_0 ist zu Beginn des Betriebs eines GPS-Empfängers unbekannt, kann aber nach einigen Messungen verringert werden.

6.3.2 Bestimmung der Laufzeit im Detail

Im nachfolgenden Abschnitt wird der Vorgang, der notwendig ist um die Laufzeit zu bestimmen geschildert. Um den Vorgang anschaulich zu halten, musste der Ablauf stark vereinfacht werden. Die Laufzeit wird verwendet, um die Entfernung R (Range) Satellit zu Empfänger zu berechnen. In Bild 83 ist die lineare Abhängigkeit der Entfernung R von der Laufzeit t dargestellt ($R = c \cdot \Delta t$). Aufgezeichnet sind die ersten zwei Mikrosekunden.

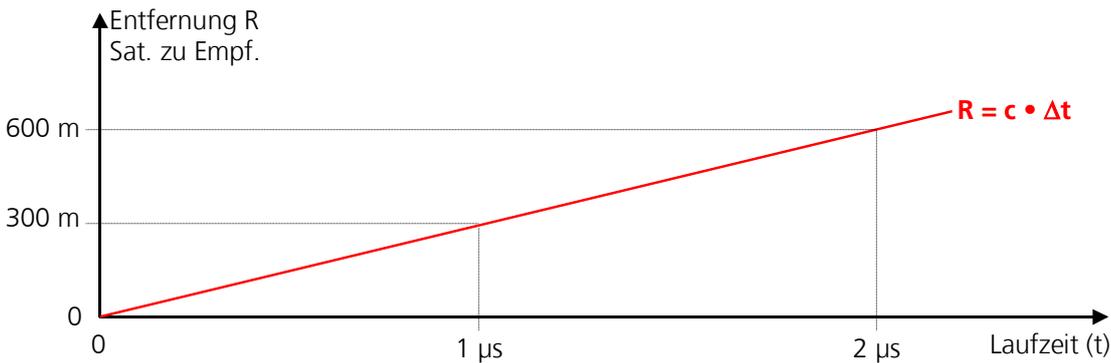


Bild 83: Bestimmung der Entfernung R anhand der Laufzeit Δt (c = Lichtgeschwindigkeit)

6.3.2.1 Phase 1: Bestimmung der Ankunftszeit des Signals durch Korrelation

Der GPS-Empfänger empfängt das Signal von einem oder mehreren Satelliten. Für jedes einzelne Signal wird eine Korrelation stattfinden. Der Korrelationsvorgang wird für ein einzelnes Signal beschrieben, muss aber für alle Satellitensignale durchgeführt werden.

Da der Empfänger zur Zeit des Empfangs die Nummer (x) des sendenden Satelliten nicht kennt, generiert er verschiedene PRN-Codes ($x = 1 \dots 32$). Diese Codes werden zeitlich verschoben, bis ein PRN-Code im Korrelations-Maximum zeitlich und formmässig mit dem Satellitensignal x übereinstimmt (Bild 84: Korrelationsmaximum mit der Zeitverschiebung t_2 erreicht).

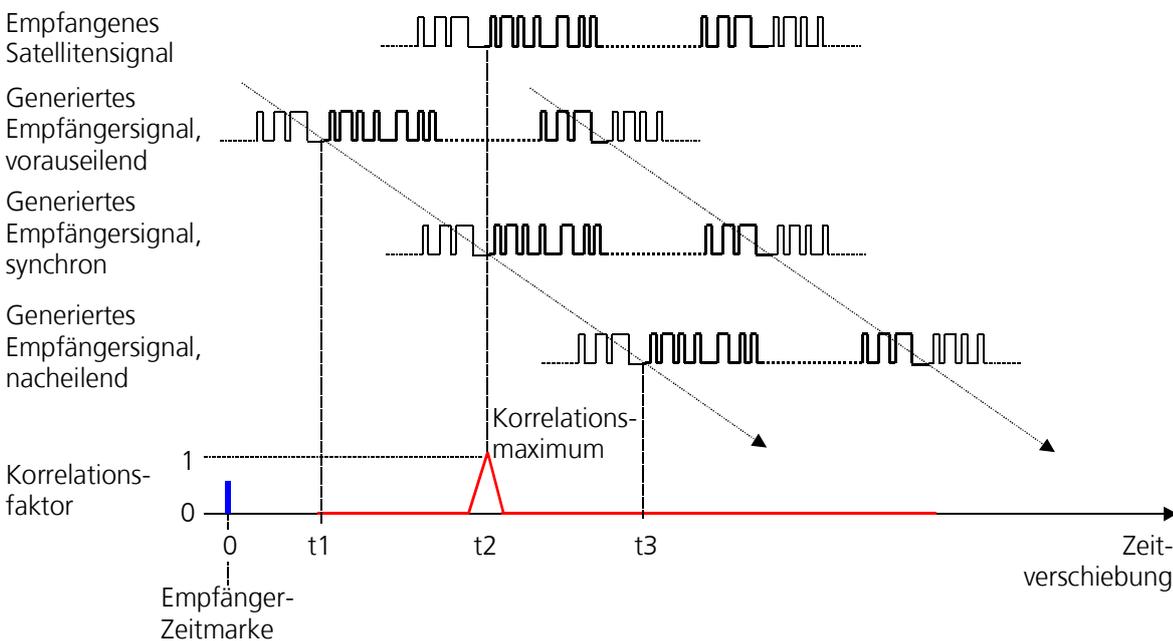


Bild 84: Korrelation durch Suchen des Maximums

Die notwendige Zeitverschiebung Δt_{ko} und die Empfänger-Zeitmarken (z. B. im Millisekunden-Intervall) bestimmen die Ankunftszeit des betrachteten Satellitensignals (Zeitangabe in Empfänger-Zeit). Im Bild 85 beträgt die gemessene Ankunftszeit exakt 2h 52min 35,357293".

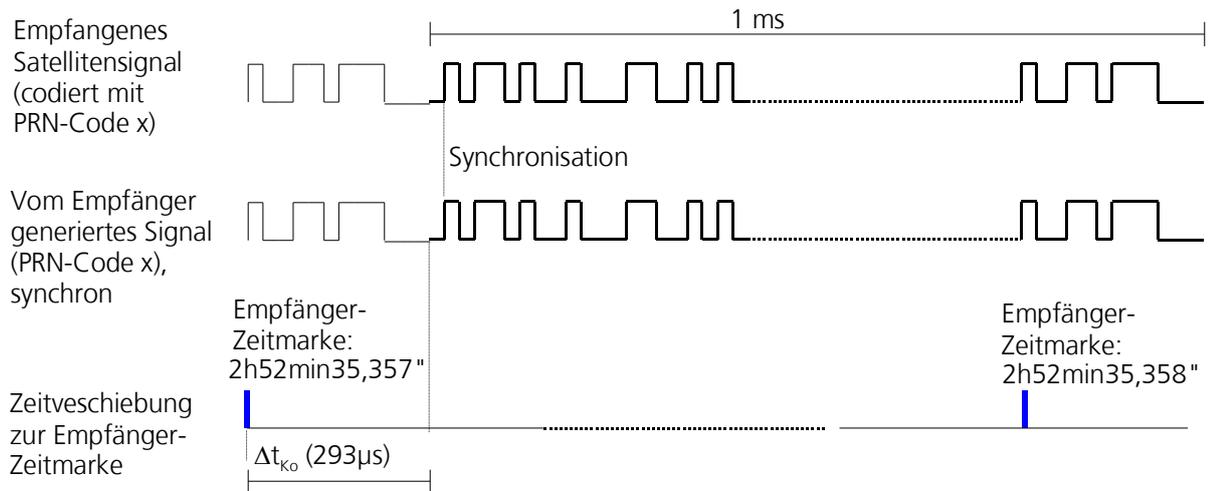


Bild 85: Bestimmung der Ankunftszeit des Satellitensignals

6.3.2.2 Phase 2: Wiederherstellung der Daten bzw. der Navigationsnachricht

Das Korrelationsmaximum wird fortlaufend gesucht und beibehalten, d. h. das Satellitensignal und die im Gerät generierte PRN-Folge sind ununterbrochen synchron. Die zeitverschobene PRN-Folge (C/A-Code) wird mit dem Satellitensignal EXOR verknüpft, dadurch werden die Daten der Navigationsnachricht wieder zurückgewonnen (Bild 86).

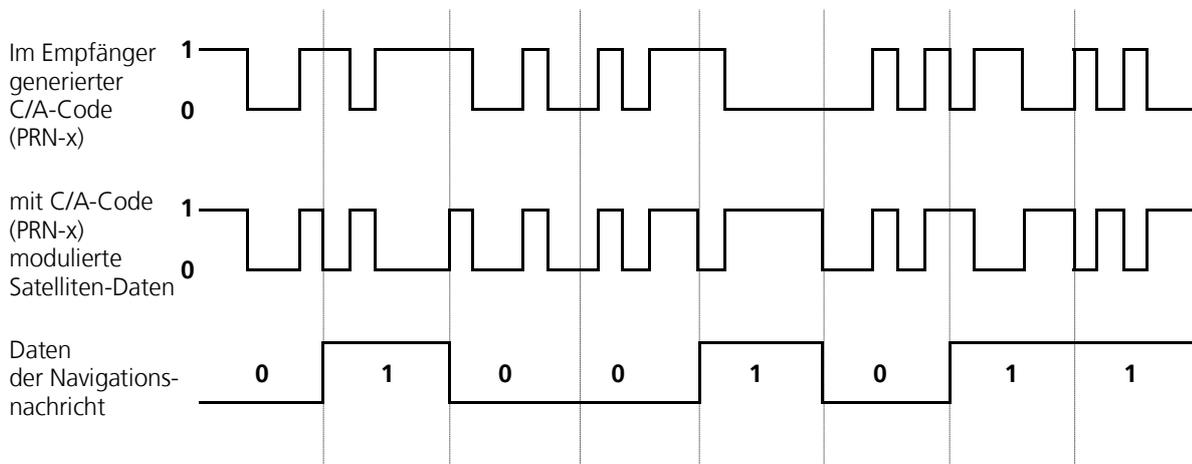


Bild 86: Rekonstruktion der Navigationsnachricht

6.3.2.3 Phase 3: Bestimmung der Sendezeit

Jeder Unterrahmen der Navigationsnachricht (siehe auch Abschnitt 4.5) beginnt mit einer 8 Bit Präambel (engl.: Preamble). Die Präambel im Telemetrie-Wort ist ein definiertes Bitmuster mit der Struktur 10001011. Diese Bitfolge wird alle 6 Sekunden wiederholt. Der Sendezeitpunkt (in Satelliten-Zeitsystem) der Präambel wird im Hand Over Word des vorgängigen Unterrahmens mit 17 Bit als TOW-Message (Time of Week) der Navigationsnachricht mitgegeben (Bild 87).

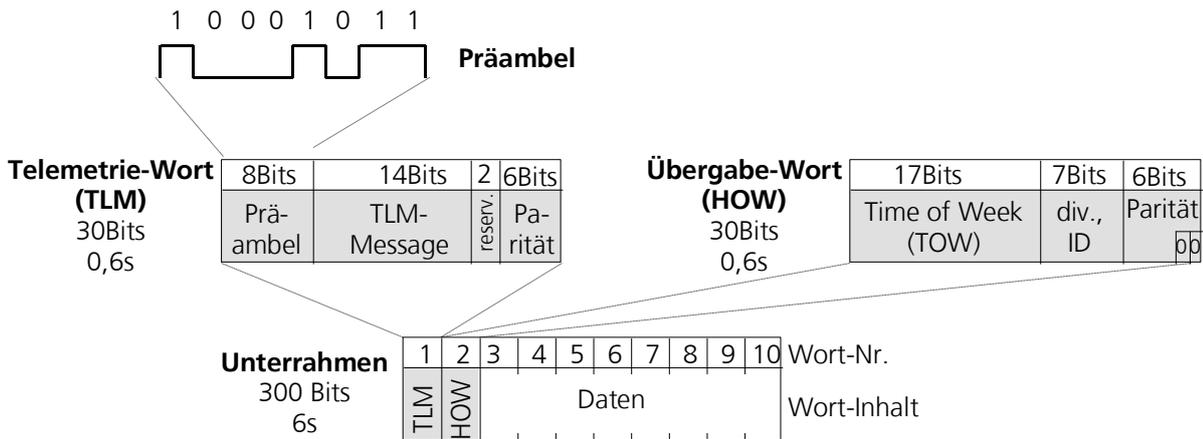


Bild 87: Telemetrie-Wort und Übergabe-Wort der Navigationsnachricht

Der GPS-Empfänger sucht nun die Navigationsnachricht nach dem Muster 10001011 ab. Da dieses Muster eventuell an einem anderen Ort der Navigationsnachricht vorkommen könnte, müssen noch andere Parameter stimmen, diese sind z. B.:

- 51 und 52 Bits nach Ende der vermeintlichen Präambel müssen zwei logische 0's sein (die zwei letzten Bits der Parität im HOW sind auf 0 gesetzt)
- Die Parität, beginnend 16 Bit nach Ende der vermeintlichen Präambel (Parität des TLM-Worts) muss korrekt sein
- Die zwei Bits vor der vermeintlichen Präambel müssen 0 sein (die zwei letzten Bits der Parität von jedem Wort am Ende eines Unterrahmens sind auf 0 gesetzt)
- Die Zeitangabe im TOW-Message (17 Bit), beginnend 22 Bit nach Ende der vermeintlichen Präambel muss ungefähr stimmen. Da diese Zeitangabe in Schritten von 6 Sekunden erfolgt, wird an die Genauigkeit der Zeitmessung des Empfängers noch keine grosse Anforderung gestellt.
- Genau 300 Bits nach Beginn der vermeintlichen Präambel muss die Präambel des nächsten Unterrahmens beginnen.

Ist das System einmal eingeschwungen, müssen nicht mehr alle Überprüfungen durchgeführt werden.

Die Sendezeit des ersten Bits des Präambels wurde der Navigationsnachricht im TOW-Message des vorangehenden Rahmens übermittelt. Diese Zeit ist im Satelliten-Zeitsystem, kann aber dank den Informationen in der Navigationsnachricht in GPS-Zeit umgerechnet werden.

6.3.3 Bestimmung der fehlerbehafteten Laufzeit

Ist die Präambel validiert, wird die Ankunftszeit des ersten Bits der Präambel gemessen (siehe 6.3.2.1). Die Zeitangabe ist im Empfängerzeitsystem.

Da Empfänger-Zeit und GPS-Zeit nicht identisch sind, sondern um Δt_0 voneinander abweichen wird eine fehlerbehaftete Laufzeit gemessen. In Bild 88 ist der Ablauf zur Bestimmung der fehlerbehafteten Laufzeit skizziert (zum Verständnis, siehe auch Bild 83). In Bild 88 werden zwei verschiedene Zeitskalen verwendet:

- Die für die Sendezeit massgebliche GPS-Zeit
- Die für die Ankunftszeit massgebliche Empfänger-Zeit

Eingezeichnet ist ebenfalls die Differenz Empfänger- zu GPS-Zeit Δt_0 .

$$\Delta t_{\text{gemessen}} = \Delta t + \Delta t_0 = \text{Ankunftszeit}_{\text{Empfänger-Zeit}} - \text{Sendezeit}_{\text{GPS-Zeit}}$$

Δt : wahre Laufzeit Satellit zu Empfänger

Δt_0 : Differenz zwischen GPS-Zeit und Empfänger-Zeit

6.4 Positionierungsfehler und Einfluss der Satellitengeometrie auf die Genauigkeit (der DOP-Wert)

6.4.1 Einleitung

Bisher wurden in der Berechnung Fehleranteile nicht berücksichtigt. Bei GPS können verschiedene Ursachen zum Gesamtfehler beitragen (siehe auch Abschnitt 7.2) :

- Satellitenuhren: Obwohl jeder Satellit vier Atomuhren mit sich führt, bewirkt ein Zeitfehler von nur 10 ns bereits einen Fehler in der Grössenordnung von 3 m.
- Satellitenbahnen: Die Satellitenposition ist in der Regel nur bis auf ca. 1 ... 5 m bekannt.
- Lichtgeschwindigkeit: Die Signale vom Satelliten zum Anwender breiten sich mit Lichtgeschwindigkeit aus. Diese verlangsamt sich beim Durchqueren von Ionosphäre und Troposphäre und darf somit nicht mehr als konstant angenommen werden.
- Messung der Laufzeit: Der GPS-Empfänger kann den Zeitpunkt des ankommenden Satellitensignals nur mit einer beschränkten Genauigkeit bestimmen.
- Durch terrestrische Reflexionen (Multipath) wird der Fehleranteil noch erhöht.
- Satellitengeometrie: Die Positionsbestimmung verschlechtert sich, wenn die vier zur Messung verwendeten Satelliten nahe zusammenstehen. Der Einfluss der Satellitengeometrie auf die Messungsgenauigkeit wird DOP (Dilution Of Precision) genannt (siehe 6.4.2).

Die Ursachen für die Messfehler sind vielfältig. Tabelle 13 listet die Fehlerursachen mit Angabe der in der Horizontalen entstandenen Fehler auf.

Durch geeignete Massnahmen (Differential-GPS, DGPS, siehe Abschnitt 7.3.3) kann der Anteil vieler Fehlerquellen eliminiert bzw. verringert werden.

Fehlerursache	Fehler
Ephemeridendaten	1,5 m
Satellitenuhren	1,5 m
Einfluss der Ionosphäre	3,0 m
Einfluss der Troposphäre	0,7 m
Mehrwegempfang (Multipath)	1,0 m
Einfluss des Empfängers	0,5 m
Totaler RMS-Wert	4,0 m

Tabelle 13: Fehlerursachen (typische Werte)

6.4.2 Einleitung zum Einfluss der Satellitengeometrie auf die Genauigkeit

Die Genauigkeit der Positionsbestimmung mit GPS im Navigationsmodus hängt einerseits von der Genauigkeit der einzelnen Pseudorangemessungen und andererseits von der geometrischen Konfiguration der benutzten Satelliten, ausgedrückt durch eine skalare Grösse, die in der Navigationsliteratur mit DOP (Dilution of Precision) bezeichnet wird, ab. Der DOP-Wert beschreibt die Abschwächung der Genauigkeit. DOP ist somit ein Faktor bzw. Mass für die konstellationsabhängige Ungenauigkeit. Je grösser der DOP-Wert, z. B. weil alle Satelliten nahe beieinander liegen, umso grösser ist die zu erwartende Positionierungsungenauigkeit.

Es sind verschiedene DOP-Bezeichnungen in Gebrauch:

- GDOP (Geometrisches-DOP): Beschreibt den Einfluss der Satellitengeometrie und der Zeitmessung auf die Position im Raum (3D).
- PDOP (Positions-DOP): Beschreibt den Einfluss der Satellitengeometrie auf die 3D-Position.

- HDOP (Horizontales-DOP): Beschreibt den Einfluss der Satellitengeometrie auf die Position in der Ebene (2D)
- VDOP (Vertikales-DOP): Beschreibt den Einfluss der Satellitengeometrie auf die Höhe (1D).
- TDOP (Time-DOP): Beschreibt den Einfluss der Satellitengeometrie auf die Zeitmessung.

Der Einfluss der Satellitengeometrie auf die Ungenauigkeit, kann mit Bild 90 veranschaulicht werden. Wenn beide Satelliten (Sat 1 und Sat 2) weit auseinander stehen (links), ist die Fehlerfläche der Position (rot) kleiner. Stehen beide Satelliten nahe zusammen (Bild rechts), ist die Fehlerfläche ausgedehnter. Dies gilt, wenn der Unsicherheitsbereich der Positionsbestimmung (R-E, bzw. gelbe und blaue Fläche) beider Satelliten gleich gross ist. Mit R1 und R2 werden die gemessenen Entfernungen der Satelliten zum Benutzer bezeichnet.

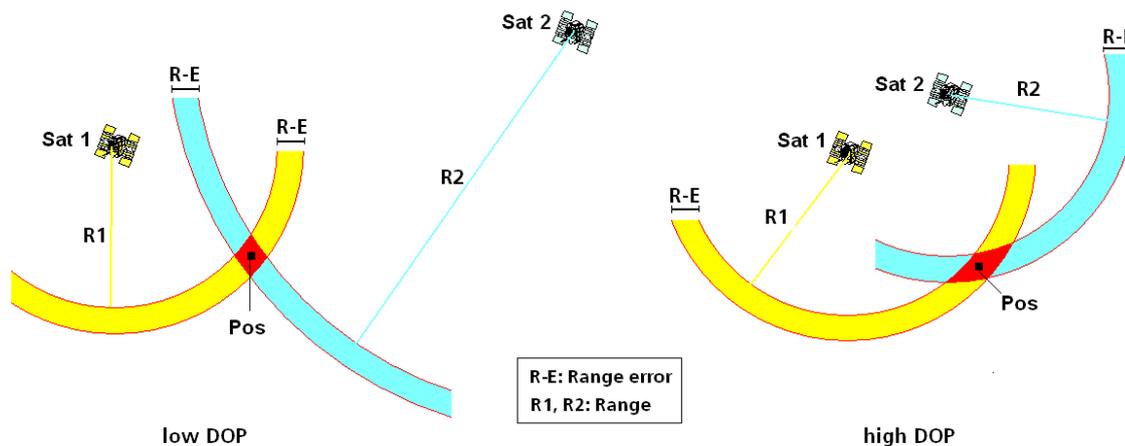


Bild 90: Je flacher sich die Kreisinge schneiden, umso grösser ist der DOP-Wert

6.4.2.1 Veranschaulichung der Ursache für den DOP-Wert

Die Genauigkeit der Positionsbestimmung mit GPS im Navigationsmodus hängt einerseits von der Genauigkeit der einzelnen Pseudorangemessungen und andererseits von der geometrischen Konfiguration der benutzten Satelliten, ausgedrückt durch den DOP-Wert ab. Die Positionsbestimmung verschlechtert sich, wenn die vier zur Messung verwendeten Satelliten nahe zusammenstehen. Die Genauigkeit einer Messung hängt proportional vom DOP-Wert ab. Dies bedeutet, dass bei einer Verdoppelung des DOP-Wertes der Fehler der Positionsbestimmung um Faktor Zwei ansteigt.

Allgemein gilt: (Positionierungsfehler durch andere Einflüsse) • (DOP-Wert)

Der DOP-Wert kann als reziproker Wert des Volumens eines Tetraeders gedeutet werden, der aus Satelliten- und Nutzerpositionen gebildet wird (Bild 91). Je grösser das Volumen ist, umso kleiner ist der DOP-Wert und somit die Ungenauigkeit.

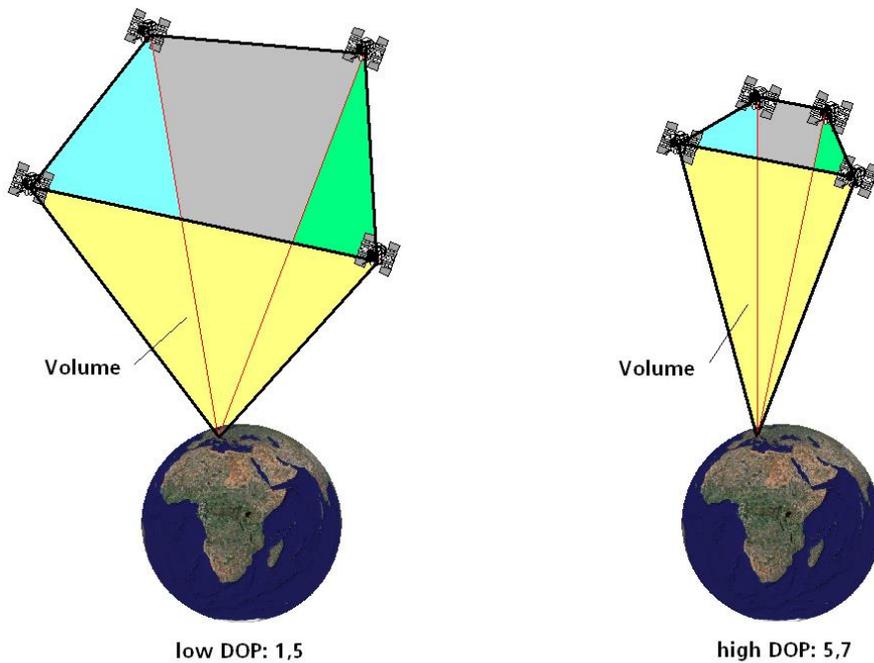


Bild 91: Je grösser das eingeschlossene Volumen ist ,umso kleiner ist der DOP-Wert

6.4.3 Praktische Bedeutung des DOP-Wertes

Im offenen Gelände ist die Satellitenüberdeckung so günstig, dass die DOP-Werte nur selten Werte über 3 annehmen (Bild 92).

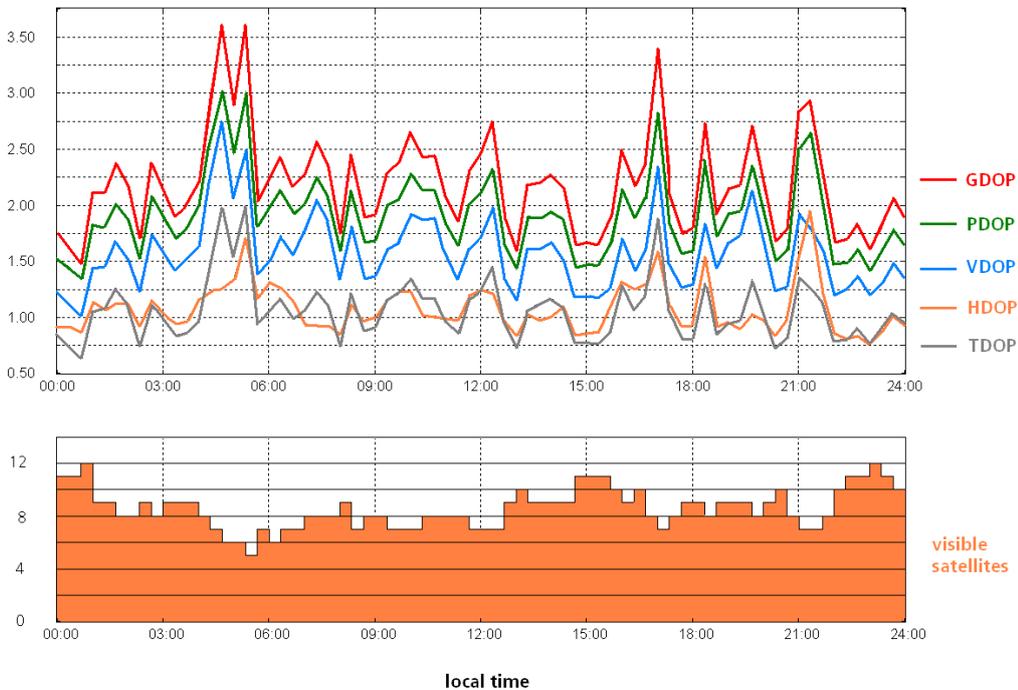


Bild 92: DOP-Werte und Anzahl der Satelliten im offenen Gelände über eine 24h-Periode

Im Gebirge, im Wald und in Städten spielt der DOP-Wert bei der Planung von Messprojekten eine wichtige Rolle, da es häufig Phasen mit sehr ungünstiger geometrischer Konstellation gibt. Es ist deshalb notwendig, Messungen nach den DOP-Werten (z. B. HDOP) zu planen oder die erzielbare Genauigkeit danach zu beurteilen, zumal im Verlauf von wenigen Minuten unterschiedliche DOP Werte auftreten.

Bei allen Planungs- und Auswertungsprogrammen der führenden Gerätehersteller sind die DOP-Werte darstellbar. Bild 93 zeigt das Beispiel des HDOP-Verlaufs, wenn keine Abschattung vorhanden ist (der maximale HDOP-Wert beträgt ca. 1,9). Bild 94 zeigt das Beispiel des HDOP-Verlaufs, wenn eine starke Abschattung vorhanden ist (hier ist der maximale HDOP-Wert von 20 mehrmals überschritten!). Das Gebiet von 180° bis 270° ist durch ein Hochhaus abgeschattet und im Gebiet 270° bis 180° sind die Höhenlinien der Berge abgebildet.

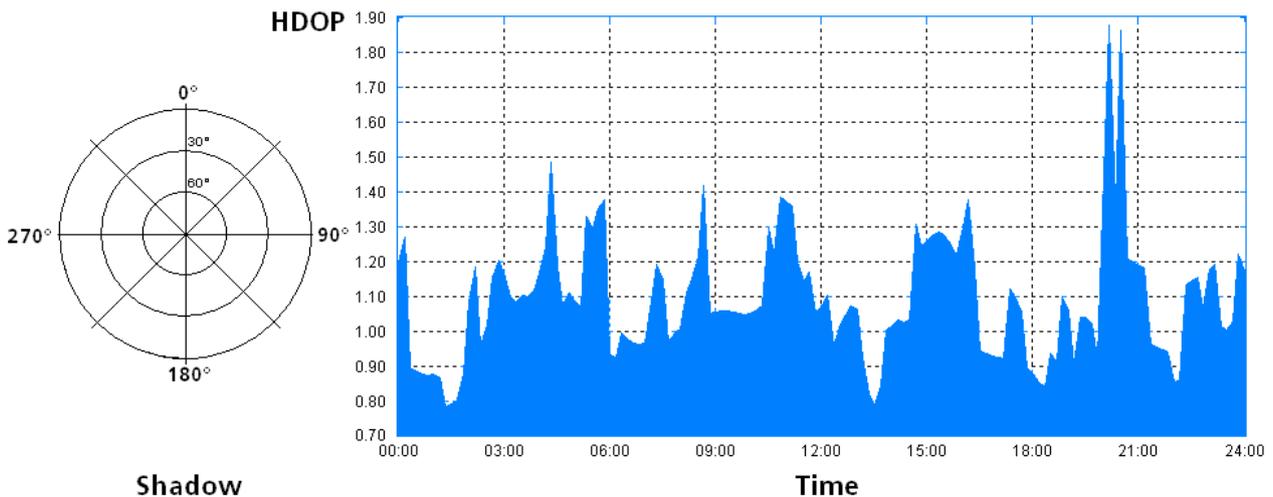


Bild 93: HDOP-Wert über eine 24h-Periode, ohne Geländeabschattung (max. HDOP < 1,9)

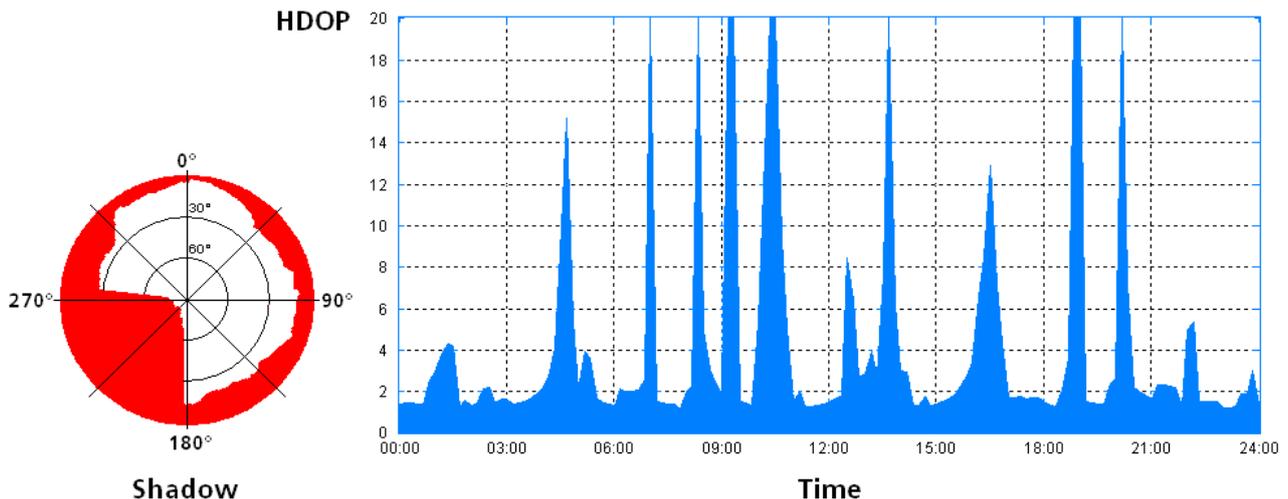


Bild 94: HDOP-Wert über eine 24h-Periode, mit starker Geländeabschattung (max. HDOP > 20)

Bei einer massiven Abschattung sind nur einzelne Zeitfenster (z. B. zwischen 11:00 und 12:30h, siehe Bild 94) mit einem idealen DOP-Wert (kleiner als 2) für eine Positionsbestimmung günstig. Zeitfenster mit DOP-Werten über 6 (z. B. zwischen 9:00 und 9:30h) sollten für eine präzise Messung vermieden werden.

Die DOP-Werte können anhand der Satellitenkonstellation abgeschätzt werden (Bild 95 und Bild 96).

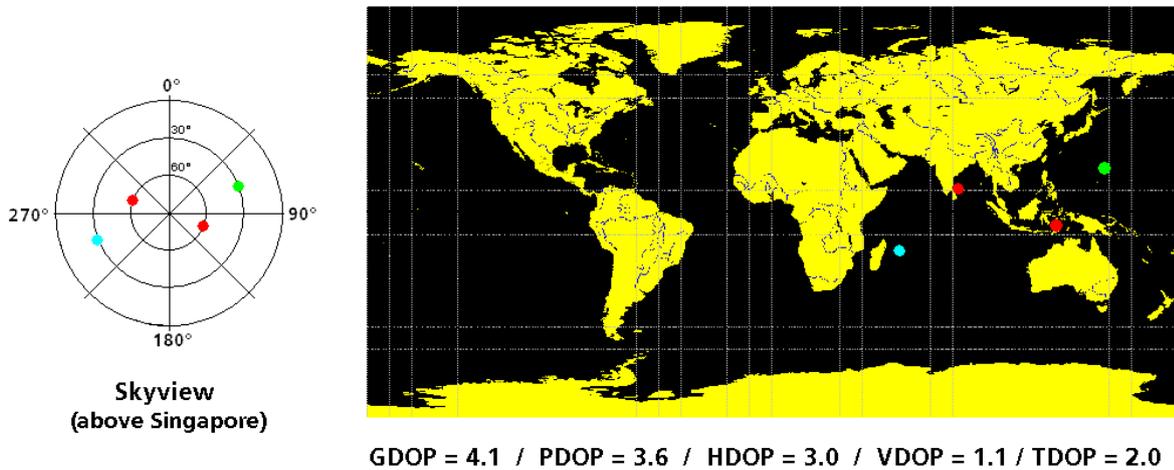


Bild 95: DOP-Werte bei ungünstiger Satellitenkonstellation

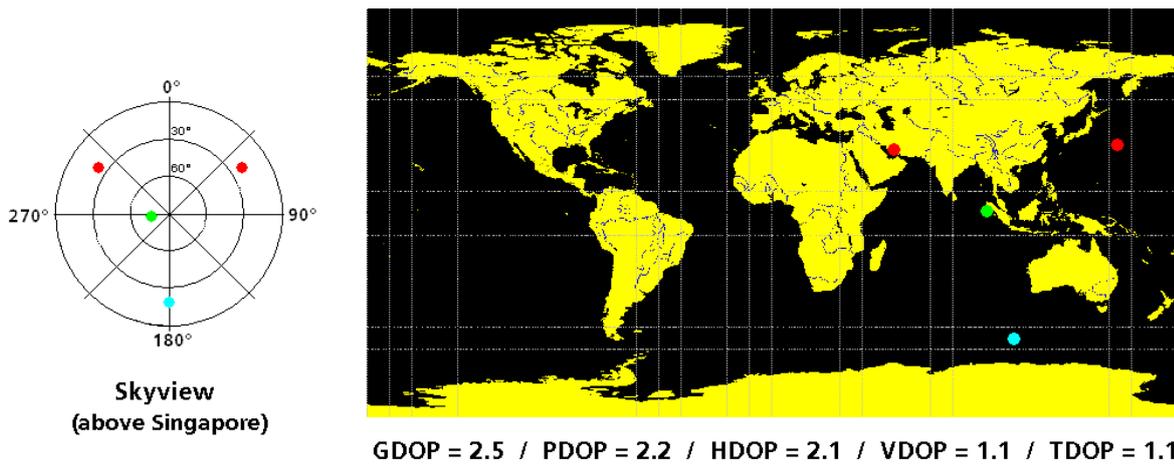


Bild 96: DOP-Werte bei günstiger Satellitenkonstellation

6.4.4 Gesamter Fehler

Die Genauigkeit einer Messung hängt proportional vom DOP-Wert ab. Dies bedeutet, dass bei einer Verdoppelung des DOP-Wertes der Fehler der Positionsbestimmung um Faktor Zwei ansteigt.

- Allgemein gilt: Fehler (1σ) = 1 • Totaler RMS-Wert • DOP-Wert
- Fehler (2σ) = 2 • Totaler RMS-Wert • DOP-Wert

In Tabelle 14 ist der 1-Sigma-Wert ($1\sigma = 68\%$) und der 2-Sigma-Wert ($2\sigma = 95\%$) angegeben. Die Werte gelten für eine mittlere Satellitenkonstellation von $HDOP = 1,5$. Durch geeignete Massnahmen (Differential-GPS, DGPS, siehe Abschnitt 7) kann der Anteil vieler Fehlerquellen eliminiert bzw. verringert werden.

Fehlerart	Fehler
Totaler RMS-Wert	4 m
Horizontaler Fehler (1-Sigma, 68%)	6,0 m
Horizontaler Fehler (2-Sigma, 95%)	12 m

Tabelle 14: Gesamter Fehler bei HDOP = 1,5

Meistens ist die Genauigkeit besser als angegeben. Langzeitmessungen zuhanden der US-Federal Aviation Administration haben ergeben, dass bei 95% aller Messungen der horizontale Fehler kleiner als 7,4m und der vertikale Fehler kleiner als 9,0 m war. Die Zeitperiode für eine Messung betrug immer 24 Stunden.

6.4.5 Berechnung der DOP-Werte

Die einzelnen DOP-Werte werden anhand der Position der Satelliten und des GPS-Anwenders bestimmt.

In Bild 97 ist R_i ($i: 1 \dots 4$) die Entfernung von einem Satelliten i zum Anwender.

$$R_i = \sqrt{(X_{\text{Sat}_i} - X_{\text{Anw}})^2 + (Y_{\text{Sat}_i} - Y_{\text{Anw}})^2 + (Z_{\text{Sat}_i} - Z_{\text{Anw}})^2}$$

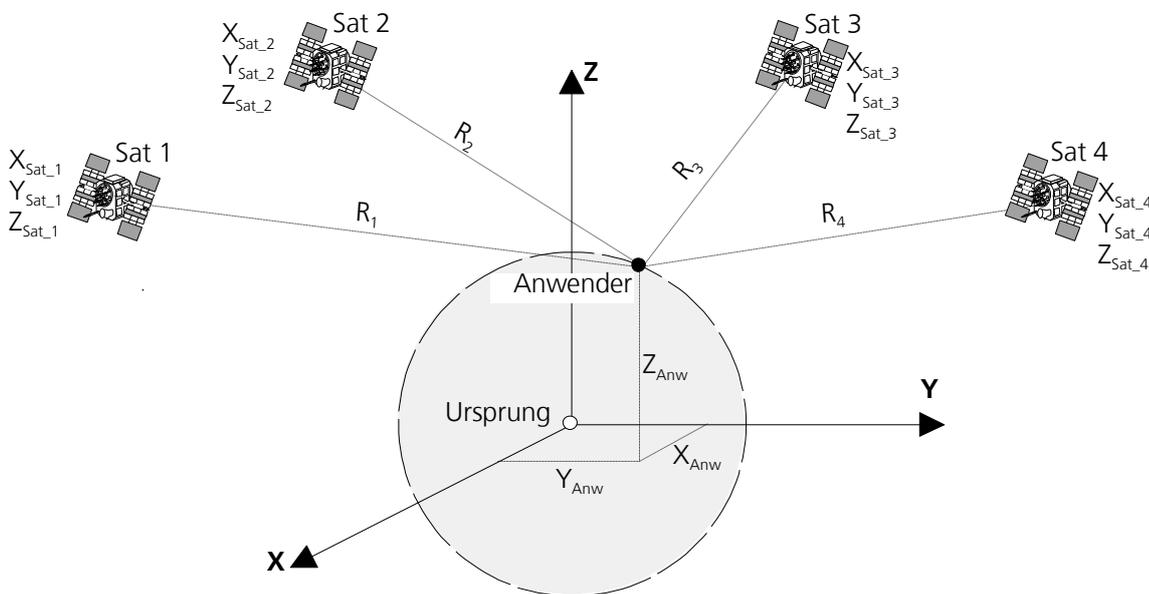


Bild 97: Beschreibung der Satelliten- und Anwenderposition mit kartesischen Koordinaten

Mit den Angaben von Bild 97 kann die sogenannte Positions-Matrix P aufgestellt werden:

$$P = \begin{bmatrix} \frac{X_{Anw} - X_{Sat_1}}{R_1} & \frac{Y_{Anw} - Y_{Sat_1}}{R_1} & \frac{Z_{Anw} - Z_{Sat_1}}{R_1} & 1 \\ \frac{X_{Anw} - X_{Sat_2}}{R_2} & \frac{Y_{Anw} - Y_{Sat_2}}{R_2} & \frac{Z_{Anw} - Z_{Sat_2}}{R_2} & 1 \\ \frac{X_{Anw} - X_{Sat_3}}{R_3} & \frac{Y_{Anw} - Y_{Sat_3}}{R_3} & \frac{Z_{Anw} - Z_{Sat_3}}{R_3} & 1 \\ \frac{X_{Anw} - X_{Sat_4}}{R_4} & \frac{Y_{Anw} - Y_{Sat_4}}{R_4} & \frac{Z_{Anw} - Z_{Sat_4}}{R_4} & 1 \end{bmatrix}$$

Durch Transponieren ($[\]^T$), Multiplizieren (\bullet) und Invertieren ($[\]^{-1}$) der Positionsmatrix P berechnet man die DOP-Matrix D (Hinweis: Durch Transponieren wird ein Zeilenvektor zu einem Spaltenvektor ([xlvi](#)), [xlvii](#)).

$$D = [P]^T \bullet [P]^{-1}$$

Die 16-Elemente der DOP-Matrix erhalten gemäss den Regeln der Matrixrechnungen folgende Bezeichnungen:

$$D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{13} & D_{14} \\ D_{21} & D_{22} & D_{23} & D_{24} \\ D_{31} & D_{32} & D_{33} & D_{34} \\ D_{41} & D_{42} & D_{43} & D_{44} \end{bmatrix}$$

Die einzelnen DOP-Werte werden aus den Matrix-Elementen der Matrix D definiert.

$$GDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33} + D_{44}}$$

$$PDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22} + D_{33}}$$

$$HDOP = \sqrt{D_{11} + D_{22}}$$

$$VDOP = \sqrt{D_{33}}$$

$$TDOP = \sqrt{D_{44}}$$

Einzelne DOP-Werte können direkt aus anderen DOP-Werten bestimmt werden, z. B.:

$$GDOP = \sqrt{(PDOP)^2 + (TDOP)^2}$$

Sind mehr als vier Satelliten in Sicht, wird der GPS-Empfänger zur Bestimmung der Position die vier Satelliten auswählen, die den günstigsten DOP-Wert ergeben.

6.5 Bestimmung der Geschwindigkeit

Die Geschwindigkeit wird mit verschiedenen Methoden bestimmt. Je komplexer die Methode, umso genauer das Ergebnis. Folgende drei Methoden werden vorgestellt:

- Bestimmung durch Auswertung der Positionsveränderung
- Bestimmung durch Auswertung der Entfernungsmessung
- Bestimmung durch Auswertung der Dopplerfrequenz-Verschiebung

In diesem Kapitel wird zusätzlich detailliert auf das Prinzip der Dopplerfrequenz-Verschiebung eingegangen.

6.5.1 Auswertung der Positionsveränderung

Im Abschnitt 6.2 (Formel 15a), wurde die Position des Anwenders im dreidimensionalen kartesischen Raum bestimmt:

$$Position = \begin{bmatrix} X_{Anw} \\ Y_{Anw} \\ Z_{Anw} \end{bmatrix}$$

Ist die Position zu zwei verschiedenen Zeitpunkten (z. B zu t_1 und t_2 im Abstand von einer Sekunde, Bild 98) bekannt, kann aus den errechneten Positionswerten die Geschwindigkeit bestimmt werden:

$$\begin{bmatrix} v_x = \frac{X_{Anw_t2} - X_{Anw_t1}}{t2 - t1} \\ v_y = \frac{Y_{Anw_t2} - Y_{Anw_t1}}{t2 - t1} \\ v_z = \frac{Z_{Anw_t2} - Z_{Anw_t1}}{t2 - t1} \end{bmatrix}$$

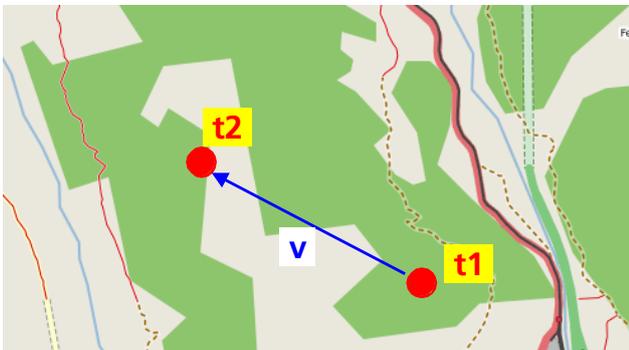


Bild 98: Bestimmung der Geschwindigkeit durch Auswertung der Positionsveränderung

Die Gesamtgeschwindigkeit v lässt sich aus folgender Beziehung herleiten:

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$$

Diese Methode ist bei niedrigeren Geschwindigkeiten relativ ungenau. Der Fehler kann im Stillstand mehrere Meter pro Sekunde betragen.

6.5.2 Auswertung der Entfernungsmessung (Deltarange-Methode)

Genauer wird die Lösung, wenn nicht zuerst die Position bestimmt werden muss, sondern die Entfernungsmessung (Range) unmittelbar zur Bestimmung der Geschwindigkeit verwendet wird.

Bei dieser Methode werden zwei Pseudorange (PSR) zu den zwei unmittelbare folgenden Zeitpunkten t1 und t2 bestimmt.

Gemäss Formel 6a ergibt sich für den Zeitpunkt t1:

$$PSR_{i,t1} = \sqrt{(X_{sat_i,t1} - X_{Anw,t1})^2 + (Y_{sat_i,t1} - Y_{Anw,t1})^2 + (Z_{sat_i,t1} - Z_{Anw,t1})^2} + c \cdot \Delta t_{0,t1}$$

und für den Zeitpunkt t2:

$$PSR_{i,t2} = \sqrt{(X_{sat_i,t2} - X_{Anw,t1} + \Delta X_{Anw})^2 + (Y_{sat_i,t2} - Y_{Anw,t1} + \Delta Y_{Anw})^2 + (Z_{sat_i,t2} - Z_{Anw,t1} + \Delta Z_{Anw})^2} + c \cdot \Delta t_{0,t2}$$

ΔX_{Anw} , ΔY_{Anw} und ΔZ_{Anw} bezeichnen die Verschiebung des GPS-Empfängers im Zeitabschnitt von t1 zu t2 (Bild 99). Der Index i steht für die Nummer der verwendeten Satelliten.

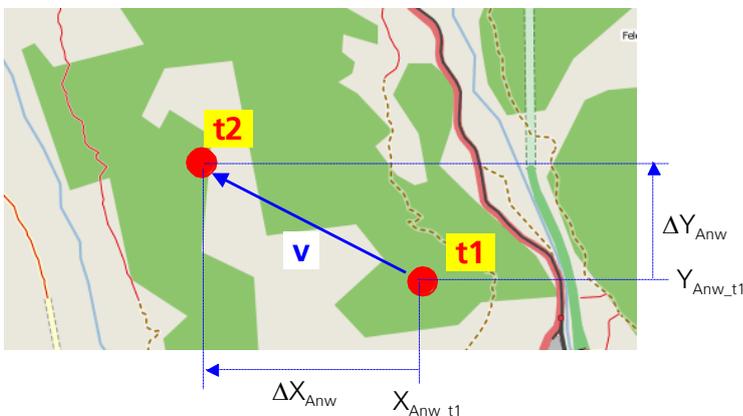


Bild 99: Bezeichnung der Verschiebung in einer Ebene

Folgende acht Grössen müssen bestimmt werden:

X_{Anw} , Y_{Anw} , Z_{Anw} , ΔX_{Anw} , ΔY_{Anw} , ΔZ_{Anw} , $\Delta t_{0,t1}$ und $\Delta t_{0,t2}$

Dank der Messwerte von vier verschiedenen Satelliten zu zwei verschiedenen Zeitpunkten verfügen wir über acht Gleichungen, um die acht unbekannt Grössen zu berechnen.

Die Geschwindigkeitskomponenten in den drei Raumrichtungen ergeben sich aus:

$$\begin{cases} v_x = \frac{\Delta X_{Anw}}{t2 - t1} \\ v_y = \frac{\Delta Y_{Anw}}{t2 - t1} \\ v_z = \frac{\Delta Z_{Anw}}{t2 - t1} \end{cases}$$

Die Gesamtgeschwindigkeit v lässt sich aus folgender Beziehung herleiten:

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}$$

6.5.3 Auswertung der Dopplerfrequenz-Verschiebung

Am genauesten wird die Geschwindigkeit durch die Auswertung des Dopplers-Effektes bestimmt.

6.5.3.1 Der Doppler-Effekt

Als Doppler-Effekt wird allgemein die Veränderung der Empfangsfrequenz bezeichnet, wenn sich Quelle (z. B. Satellit) und Beobachter (z. B. GPS-Empfänger) einander nähern oder voneinander entfernen. Solange sich die Quelle dem Beobachter nähert, ist die Frequenzverschiebung positiv (Bild 100). Entfernt sich die Quelle, nimmt die Frequenz ab. Je weiter weg die Quelle, umso grösser die Verschiebung.

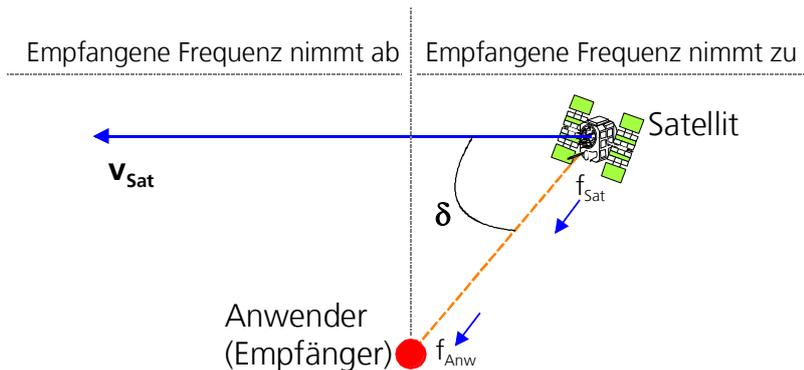


Bild 100: Der Doppler-Effekt

Die empfangene Frequenz beim Anwender lässt sich berechnen:

$$f_{Anw} = f_{Sat} \cdot \left(1 + \frac{v_{Sat} \cdot \cos(\delta)}{c} \right)$$

Die Dopplerfrequenz-Verschiebung Δf ist folgendermassen definiert:

$$\Delta f = f_{Anw} - f_{Sat}$$

Bei einer Sendefrequenz f_{Sat} von 1575,42 MHz und einer Geschwindigkeit v_{Sat} von ca. 3864 m/s ergibt sich bei GPS eine maximale Frequenzverschiebung von ± 4876 Hz. Der positive Wert wird im Moment des Erscheinens des Satelliten am Horizont (Elevation $EI = 0^\circ$) und der negative Wert im Augenblick des Verschwindens am Horizont gemessen. Die Verschiebung ist Null, sobald der Satellit senkrecht über dem Anwender steht (Bild 101).

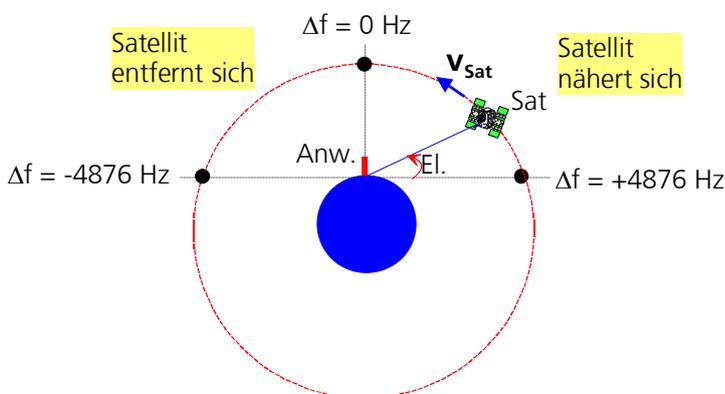


Bild 101: Verlauf der Dopplerfrequenz

Bild 102 visualisiert den Verlauf der Frequenz-Verschiebung in Abhängigkeit des Elevationswinkels.

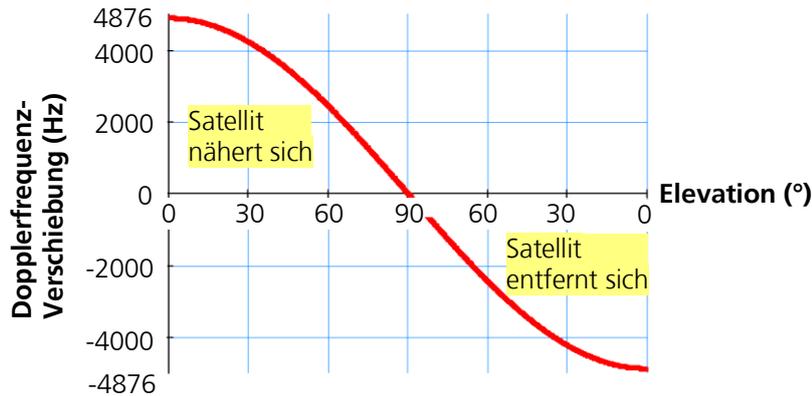


Bild 102: Dopplerfrequenz-Verschiebung in Funktion des Elevationswinkels

In Vektorschreibweise gilt für den dreidimensionalen Raum:

$$f_{Anw} = f_{Sat} \cdot \left(1 + \frac{\vec{v}_{Sat} \cdot \vec{a}}{c} \right)$$

\vec{a} : Einheitsvektor (Einheitsvektor hat immer den Betrag Eins!) der Verbindungslinie Satelliten-Anwender (Bild 103).

\vec{v}_{Sat} : Geschwindigkeit des Satelliten mit den drei Komponenten v_x , v_y und v_z . Die Vektoren \vec{a} und \vec{v}_{Sat} sind per Skalarprodukt (\bullet) miteinander verknüpft.

c : Lichtgeschwindigkeit (300'000 km/s)

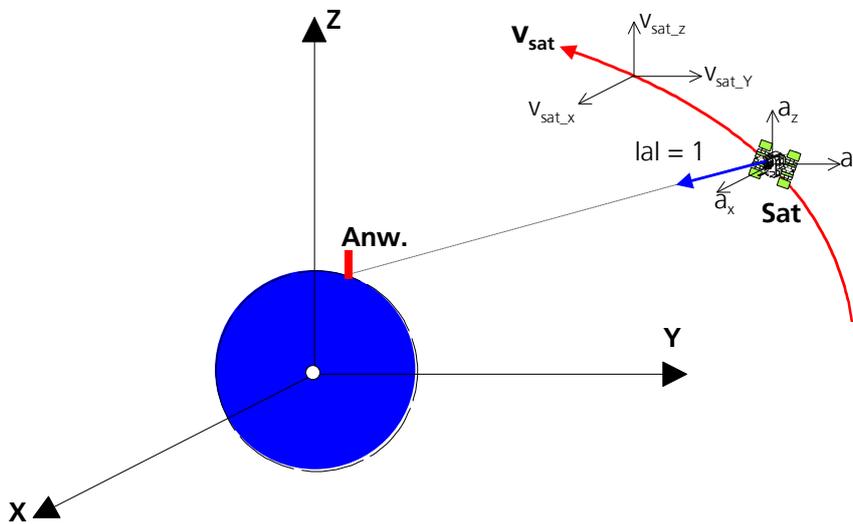


Bild 103: Bestimmungsgrößen im dreidimensionalen Raum

Sind sowohl Quelle (z. B. Satellit) und Beobachter (Anwender, GPS-Empfänger) in Bewegung, gilt:

$$f_{Anw} = f_{Sat} \cdot \left(1 + \frac{(\vec{v}_{Sat} - \vec{v}_{Anw}) \cdot \vec{a}}{c} \right)$$

6.5.3.2 Bestimmung der Geschwindigkeit mittels Dopplerfrequenz-Verschiebung

Um die Herleitung der Geschwindigkeit anschaulich zu halten, wird im Folgenden vorausgesetzt, dass:

- die Position des Anwenders im dreidimensionalen Raum schon vorgängig bestimmt wurde (siehe Formel 13a, Abschnitt 6.2). Da die Position der Satelliten ebenfalls bekannt ist, kann somit vorausgesetzt werden, dass der Einheitsvektor \vec{a} berechnet werden kann.
- die Empfängerzeit mit der GPS-Zeit synchronisiert wurde (durch Bestimmung von t_o , siehe ebenfalls Formel 13a).
- Signale von i -Satelliten (mindestens vier, um Position und Zeit zu bestimmen) empfangen werden.

Die Formel $f_{Anw} = f_{Sat} \cdot \left(1 + \frac{(\vec{v}_{Sat} - \vec{v}_{Anw}) \cdot \vec{a}}{c}\right)$ kann nach der Frequenzdifferenz $\Delta f = f_{Anw} - f_{Sat}$ umgeformt werden:

$$\Delta f = f_{Anw} - f_{Sat} = f_{Sat} \cdot \frac{(\vec{v}_{Sat} - \vec{v}_{Anw}) \cdot \vec{a}}{c}$$

Wird das Skalarprodukt ausgerechnet und die einzelnen Vektorkomponenten für i -Satelliten eingesetzt, ergibt sich:

$$\frac{\Delta f_i}{f_{Sat_i}} \cdot c = v_{Sat_{X_i}} \cdot a_{X_i} - v_{Anw_{X_i}} \cdot a_{X_i} + v_{Sat_{Y_i}} \cdot a_{Y_i} - v_{Anw_{Y_i}} \cdot a_{Y_i} + v_{Sat_{Z_i}} \cdot a_{Z_i} - v_{Anw_{Z_i}} \cdot a_{Z_i}$$

Die Formel kann mit den gesuchten Grössen (v_{Anw}) links umgestellt werden:

$$v_{Anw_{X_i}} \cdot a_{X_i} + v_{Anw_{Y_i}} \cdot a_{Y_i} + v_{Anw_{Z_i}} \cdot a_{Z_i} = v_{Sat_{X_i}} \cdot a_{X_i} + v_{Sat_{Y_i}} \cdot a_{Y_i} + v_{Sat_{Z_i}} \cdot a_{Z_i} - \frac{\Delta f_i}{f_{Sat_i}} \cdot c$$

In Matrizenschreibweise und für drei Satelliten ergibt sich:

$$\begin{bmatrix} a_{X_1} & a_{Y_1} & a_{Z_1} \\ a_{X_2} & a_{Y_2} & a_{Z_2} \\ a_{X_3} & a_{Y_3} & a_{Z_3} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} v_{Anw_{X_i}} \\ v_{Anw_{Y_i}} \\ v_{Anw_{Z_i}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{Sat_{X_1}} \cdot a_{X_1} + v_{Sat_{Y_1}} \cdot a_{Y_1} + v_{Sat_{Z_1}} \cdot a_{Z_1} - \frac{\Delta f_1}{f_{Sat_1}} \cdot c \\ v_{Sat_{X_2}} \cdot a_{X_2} + v_{Sat_{Y_2}} \cdot a_{Y_2} + v_{Sat_{Z_2}} \cdot a_{Z_2} - \frac{\Delta f_2}{f_{Sat_2}} \cdot c \\ v_{Sat_{X_3}} \cdot a_{X_3} + v_{Sat_{Y_3}} \cdot a_{Y_3} + v_{Sat_{Z_3}} \cdot a_{Z_3} - \frac{\Delta f_3}{f_{Sat_3}} \cdot c \end{bmatrix}$$

Umgeformt nach den drei gesuchten Geschwindigkeiten:

$$\begin{bmatrix} v_{Anw_{X_i}} \\ v_{Anw_{Y_i}} \\ v_{Anw_{Z_i}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{X_1} & a_{Y_1} & a_{Z_1} \\ a_{X_2} & a_{Y_2} & a_{Z_2} \\ a_{X_3} & a_{Y_3} & a_{Z_3} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} v_{Sat_{X_1}} \cdot a_{X_1} + v_{Sat_{Y_1}} \cdot a_{Y_1} + v_{Sat_{Z_1}} \cdot a_{Z_1} - \frac{\Delta f_1}{f_{Sat_1}} \cdot c \\ v_{Sat_{X_2}} \cdot a_{X_2} + v_{Sat_{Y_2}} \cdot a_{Y_2} + v_{Sat_{Z_2}} \cdot a_{Z_2} - \frac{\Delta f_2}{f_{Sat_2}} \cdot c \\ v_{Sat_{X_3}} \cdot a_{X_3} + v_{Sat_{Y_3}} \cdot a_{Y_3} + v_{Sat_{Z_3}} \cdot a_{Z_3} - \frac{\Delta f_3}{f_{Sat_3}} \cdot c \end{bmatrix}$$

Die Grössen a_i , v_{Sat_i} werden aus der errechneten Position des Anwenders und der Satelliten bestimmt. Die Dopplerfrequenz-Verschiebung Δf_i wird aus dem internen gesteuerten Oszillator ermittelt. Dieser Frequenzregelkreis folgt der Empfangsfrequenz (ähnlich einem PLL-Regelkreis).

7 GPS verbessert: DGPS, SBAS, A-GPS und HSGPS

Möchten **Sie** . . .

- Wissen, welche Fehlerarten die Ortungsgenauigkeit beeinflussen?
- wissen, was DGPS bedeutet?
- wissen, wie die Korrekturdaten ermittelt und weiterverbreitet werden?
- verstehen, wie das D-Signal die fehlerbehaftete Positionsmessung korrigiert?
- wissen, welche DGPS-Dienste in Mitteleuropa verfügbar sind?
- wissen, was EGNOS und WAAS bedeuten?
- wissen, wie A-GPS funktioniert

Dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

7.1 Einleitung

GPS wurde nicht für Ortungssysteme mit hoher Genauigkeit, Sicherheitsanwendungen oder Anwendungen in geschlossenen Räumen konzipiert.

- Um die Positionierungsgenauigkeit zu erhöhen, wurde das Differential-GPS (DGPS) eingeführt.
- Um die Positionierungsgenauigkeit und die Integrität (Glaubwürdigkeit, wichtig für Sicherheitsanwendungen) zu erhöhen, wurden SBAS (Erweiterungssysteme) mit EGNOS, WAAS, etc. in Betrieb genommen.
- Um die Empfindlichkeit in geschlossenen Räumen zu erhöhen, bzw. die Akquisitionszeit zu verkürzen, werden A-GPS (Assisted-GPS) Dienste angeboten.
- Die Empfangseigenschaften von GPS-Empfänger werden fortlaufend verbessert und steigern die Empfindlichkeit der Receiver (HSGPS, high sensitivity GPS)

7.2 Fehlerursachen von GPS

Die in Tabelle 13 angegebene horizontale Ortungsgenauigkeit von ca. 12m (95% aller Messungen und HDOP von 1,5) ist wahrscheinlich nicht für alle Fälle ausreichend. Um eine Genauigkeit von einem Meter oder besser zu erzielen, bedarf es eines zusätzlichen Aufwands. Bei GPS können verschiedene Ursachen zum Gesamtfehler beitragen. Diese Ursachen und der Gesamtfehler sind in Tabelle 13 aufgelistet. Diese Werte sind als typisch zu betrachten und können von Empfänger zu Empfänger variieren.

Im Folgenden sind die Ursachen näher erläutert

- **Ephemeridendaten:** Die Satellitenposition ist zum Zeitpunkt der Signalausstrahlung in der Regel nur bis auf ca. 1 ... 5 m genau bekannt.
- **Satellitenuhren:** Obwohl jeder Satellit vier Atomuhren mit sich führt ist die Zeitbasis fehlerbehaftet. Einen Zeitfehler von 10 ns wird bei einer Oszillatorstabilität von ca. 10^{-13} pro Tag erreicht. 10ns Zeitfehler haben bereits einen Distanzfehler in der Größenordnung von 3 m zur Folge
- **Einfluss der Ionosphäre:** Die Ionosphäre ist eine atmosphärische Schicht im Bereich von 60... 1000 km oberhalb der Erde. Die Gasmoleküle der Ionosphäre sind stark ionisiert. Die Ionisation wird hauptsächlich durch die Strahlung der Sonne verursacht (nur am Tag!). Signale von Satelliten breiten sich im Vakuum mit Lichtgeschwindigkeit aus. In der Ionosphäre verlangsamt sich die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Satellitensignale und darf somit nicht mehr als konstant angenommen werden. Die Ionisierung ist zeit- , ortsabhängig und inhomogen. Am Tag und am Äquator ist sie am stärksten. Ist die Stärke der Ionisation bekannt so kann dieser Einfluss z. T. mit geophysikalischen Korrekturmodellen kompensiert werden. Da die

Änderung der Ausbreitungsgeschwindigkeit stark frequenzabhängig ist kann sie durch den Einsatz von Zweifrequenz-GPS-Empfänger kompensiert werden.

- **Einfluss der Troposphäre:** Die Troposphäre ist diejenige atmosphärische Schicht im Bereich von 0... 15 km. Ursache des Fehlers sind die Dichte der Gasmoleküle und die Luftfeuchte. Die Dichte nimmt mit zunehmender Höhe ab. Erhöhung der Dichte bzw. Feuchte hat eine Verlangsamung der Lichtgeschwindigkeit zur Folge. Zur Korrektur des Einflusses wird ein einfaches Modell, basierend auf die Standardatmosphäre (P) und Standardtemperatur (T) verwendet:
 - $H = \text{Höhe [m]}$
 - $T = 288,15 \text{ K} - 6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h \text{ [K]}$
 - $P = 1013,25 \text{ mbar} (T/288,15 \text{ K})^{5,256} \text{ [mbar]}$
- **Mehrwegempfang (Multipath):** An Gebäuden, Bäumen, Berge, usw. können GPS-Signale reflektiert werden und über einen Umweg zum Empfänger gelangen. Durch Überlagerungen wird das Signal verfälscht. Der Einfluss des Mehrwegempfangs kann durch Auswahl des Messstandortes (frei von Reflexionen), einer guten Antenne und des Messzeitpunktes (Bild 104) z. T. kompensiert werden.

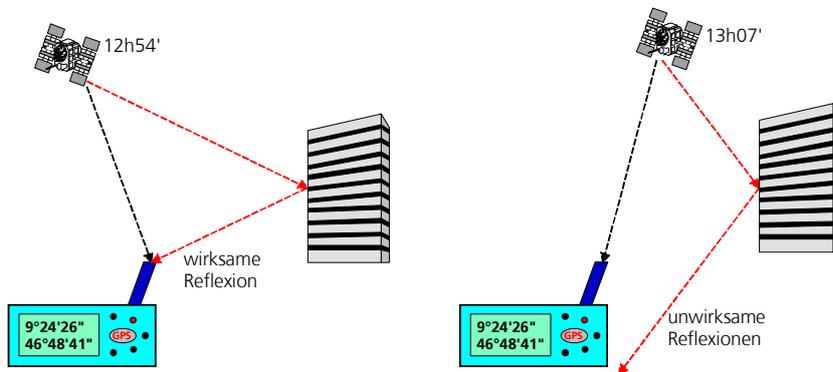


Bild 104: Einfluss des Messzeitpunktes auf die Reflexionen

- **Einfluss des Empfängers:** Aufgrund des Messrauschens des GPS-Empfänger und Zeitverzögerungen im GPS-Empfänger ergeben sich weitere Fehler. Durch aufwändige Technologie kann dieser Einfluss reduziert werden.
- **Einfluss der Satellitenkonstellation, inkl. Abschattungen (DOP):** Dieser Einfluss wurde im Kapitel 6.4 ausführlich besprochen.

7.3 Möglichkeiten zur Verminderung des Messfehlers

7.3.1 Einleitung

Die Ortungsgenauigkeit kann wesentlich erhöht werden wenn es gelingt die Auswirkung der Messfehler zu reduzieren. In Gebrauch sind verschiedene Ansätze zur Verminderung des Messfehlers. Oft werden die einzelnen Verfahren kombiniert. Die gebräuchlichsten Verfahren sind:

- **Zweifrequenzmessung (L1/L2)** zur Kompensation des Einflusses der Ionosphäre. Derartige Empfänger messen die L1 und L2 Frequenzen des GPS-Signals. Wenn ein Funksignal die Ionosphäre durchläuft, wird es umgekehrt proportional zu seiner eigenen Frequenz verlangsamt. Daher kann unter Vergleich der Ankunftszeiten der beiden Signale von L1 und L2 die Verzögerung bestimmt werden und somit den Einfluss der Ionisation.
- Die Verwendung von **geophysikalischen Korrekturmodellen**, vor allem zur Kompensation des Einflusses von Ionosphäre und Troposphäre. Sinnvoll sind Korrekturgrößen nur dann, wenn sie für ein bestimmtes abgegrenztes Gebiet gelten.
- **Differential-GPS (DGPS):** Durch den Vergleich mit einer oder mehrerer Referenzstation können viele Fehlerquellen eliminiert werden. Die Auswertung der auf beiden Stationen vorliegenden Beobachtungen kann entweder im postprocessing erfolgen oder in Echtzeit, was durch den Zusatz RT (Real-Time)

gekennzeichnet wird. Echtzeitlösungen (RT-DGPS) setzen eine Datenkommunikation von der Referenzstation zum mobilen Empfänger voraus. Bei DGPS wiederum werden verschiedene Verfahren angewendet:

- Echtzeitverfahren (Real Time), normalerweise basierend auf das Standard RTCM SC104
 - DGPS basierend auf der Laufzeitmessung (Pseudorangekorrekturen, erreichbare Genauigkeit ca. 1 m)
 - DGPS basierend auf die Phasenmessung des Trägersignals (erreichbare Genauigkeit ca. 1 cm)
- Postprocessing (Korrektur und Bearbeitung der Daten im Nachhinein)
- **Wahl des Standortes und des Messzeitpunktes** zur Verbesserung der Satellitensicht (siehe Erklärungen zu DOP).

7.3.2 Kompensation des Ionosphäreneinflusses durch Zweifrequenzmessung

Die Ionosphäre hat den grössten Einfluss auf den Messfehler (siehe Abschnitt 7.2). Durch die Verwendung von zwei verschiedenen Signalfrequenzen kann der Einfluss der Ionosphäre weitgehend kompensiert werden. Da Galileo und GPS (nach der Modernisierung) das zivile Signal auf mindestens zwei Frequenzen aussenden werden, wird auf das Prinzip der Kompensation näher eingegangen.

Je stärker die Ionisation ist, umso länger ist die Laufzeit des Signals. Der Einfluss der Ionosphäre auf die Laufzeit ist bei höherer Frequenz geringer als bei tieferen Frequenzen. Die Beeinflussung der Laufzeit verhält sich quadratisch zur Frequenz. Verringert sich die Laufzeit, dann wird eine längere Strecke zwischen Satellit und Empfänger angenommen, die der tatsächlichen widerspricht. Der Messfehler der Pseudoentfernung (PSR) in Abhängigkeit von Frequenz und Ionisationsstärke wird in Bild 105 dargestellt.

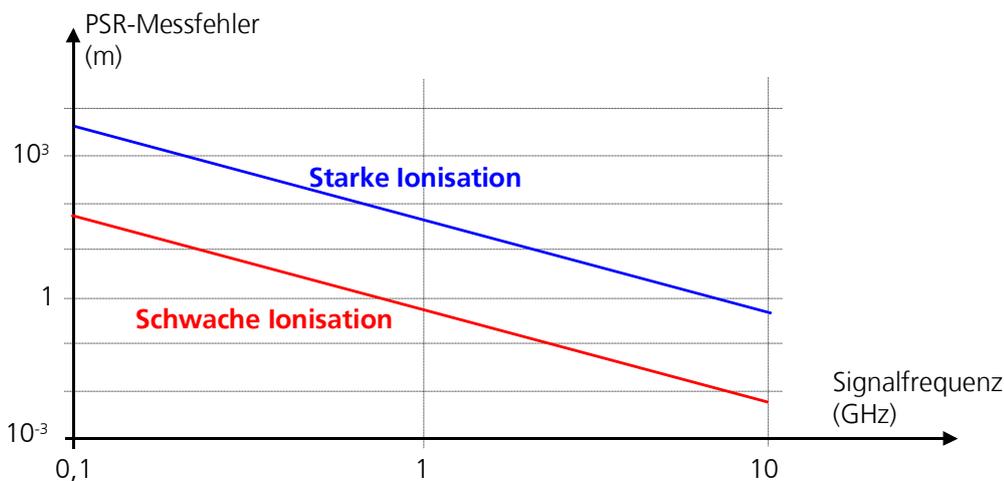


Bild 105: Der PSR-Messfehler in Abhängigkeit von der Ionisation und Frequenz

Da jedes Satellitensignal sich durch eine andere Ionisationsschicht ausbreitet, ist der PSR-Messfehler bei jedem Satelliten unterschiedlich. Es ist sinnvoll, diesen Fehler zu kompensieren. Sendet der Satellit Navigationsinformationen auf zwei Frequenzen (f_1 und f_2), so kann der PSR-Messfehler (ΔPSR_1) für die PSR-Messung mit der Frequenz f_1 nach folgender Formel [1] bestimmt werden:

$$\Delta PSR = \left(\frac{f_2^2}{f_2^2 - f_1^2} \right) \cdot (PSR_1 - PSR_2)$$

PSR_1 und PSR_2 sind die mit f_1 und f_2 gemessenen Pseudostrecken.

Der errechnete Messfehler (ΔPSR_i) kann zur Korrektur der PSR_i -Werte (siehe Formel 13a in Abschnitt 6.2.3) verwendet werden.

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta t_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{X_{Total} - X_{Sat_1}}{R_{Total_1}} & \frac{Y_{Total} - Y_{Sat_1}}{R_{Total_1}} & \frac{Z_{Total} - Z_{Sat_1}}{R_{Total_1}} \\ \frac{X_{Total} - X_{Sat_2}}{R_{Total_2}} & \frac{Y_{Total} - Y_{Sat_2}}{R_{Total_2}} & \frac{Z_{Total} - Z_{Sat_2}}{R_{Total_2}} \\ \frac{X_{Total} - X_{Sat_3}}{R_{Total_3}} & \frac{Y_{Total} - Y_{Sat_3}}{R_{Total_3}} & \frac{Z_{Total} - Z_{Sat_3}}{R_{Total_3}} \\ \frac{X_{Total} - X_{Sat_4}}{R_{Total_4}} & \frac{Y_{Total} - Y_{Sat_4}}{R_{Total_4}} & \frac{Z_{Total} - Z_{Sat_4}}{R_{Total_4}} \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} PSR_1 - \Delta PSR_1 - R_{Total_1} \\ PSR_2 - \Delta PSR_2 - R_{Total_2} \\ PSR_3 - \Delta PSR_3 - R_{Total_3} \\ PSR_4 - \Delta PSR_4 - R_{Total_4} \end{bmatrix}$$

7.3.3 DGPS basierend auf der Laufzeitmessung (C/A-Code)

Das Prinzip des DGPS basierend auf die Laufzeitmessung (Pseudorange oder Code-Messung) ist sehr einfach. Auf einem bekannten und genau vermessenen Punkt befindet sich eine GPS-Referenz-Station. Die GPS-Referenz-Station bestimmt ihre Position mittels vier und mehr Satelliten. Da die GPS-Referenz-Station ihre genaue Position kennt, kann sie die Abweichung von der gemessenen Position bzw. der gemessenen Pseudorange PSR der einzelnen Satelliten berechnen. Diese Entfernungsabweichungen gelten ebenfalls für alle im Bereich bis zu 200 km vorhandenen GPS-Empfänger um die GPS-Referenz-Station. Die Pseudorangedifferenzen ΔPSR können somit zur Korrektur der von weiteren GPS-Empfängern gemessenen Positionen genutzt werden (Bild 106). Entweder werden die Abweichungen unmittelbar per Funk übertragen oder nach erfolgten Messungen im Nachhinein zur Korrektur verwendet (siehe Postprocessing, Abschnitt 7.3.5).

Eine Korrektur, die auf der Differenzposition anstelle von Pseudorange-Differenzen beruht, ist unzuverlässig, da die Verwendung unterschiedlicher Satelliten in der Positionsberechnung zu falschen Resultaten führen würde.

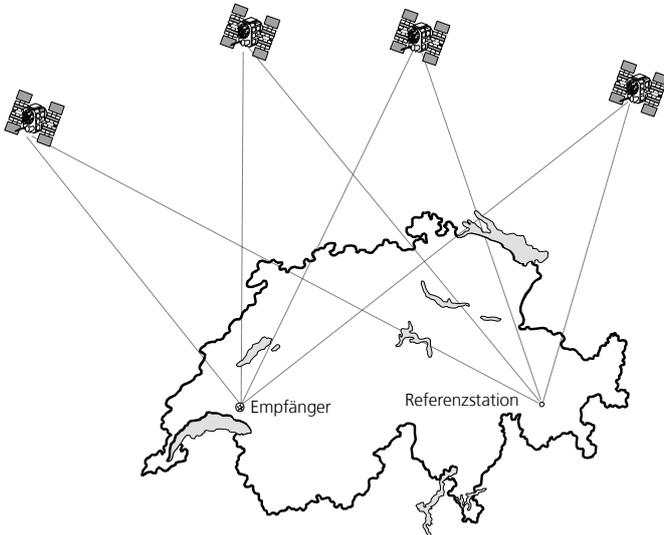


Bild 106: Prinzip des DGPS mit einer GPS-Referenz-Station

7.3.3.1 Detaillierte Funktionsweise

Die Kompensation des Fehlers erfolgt in drei Phasen:

1. Bestimmung der Korrekturgrößen ΔPSR bei der Referenzstation
2. Übermittlung der Korrekturgrößen ΔPSR von der Referenzstation zum GPS-Anwender
3. Korrektur der gemessenen Pseudostrecken beim GPS-Anwender

7.3.3.2 Bestimmung der Korrekturgrößen

Eine Referenzstation mit genau bekannten Koordinaten misst die Laufzeit zu allen sichtbaren GPS-Satelliten (Bild 107) und bestimmt aus dieser Grösse die fehlerbehafteten Pseudostrecken Δ PSR (Istwert). Weil die Referenzstation ihre Position genau kennt, kann sie die wahre Distanz (Sollwert) zu jedem GPS-Satelliten berechnen. Die Differenz zwischen wahrer Distanz und fehlerbehafteter Pseudostrecke lässt sich durch einfache Subtraktion ermitteln und entspricht einer Korrekturgrösse (Differenz Soll- Istwert). Diese Korrekturgrößen sind für jeden GPS-Satelliten verschieden und gelten ebenfalls für GPS-Anwender in einem Umkreis bis zu einigen hundert Kilometern.

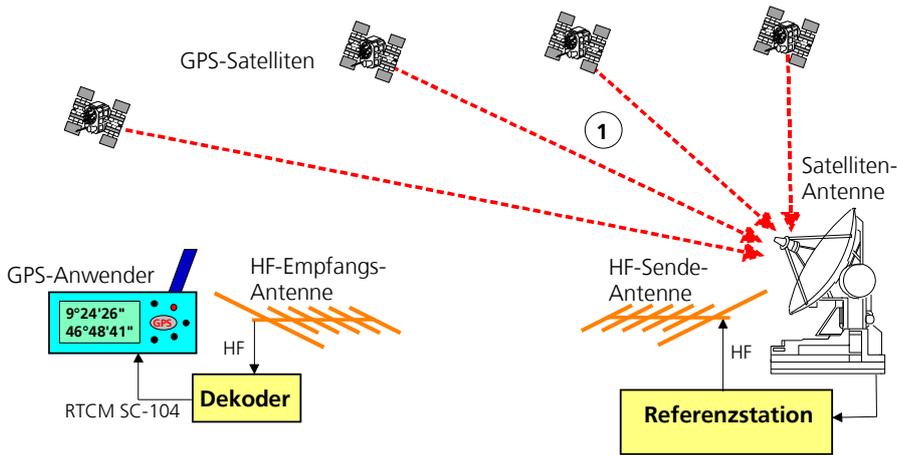


Bild 107: Bestimmung der Korrekturgrößen

7.3.3.3 Übermittlung der Korrekturgrößen

Da die Korrekturgrößen in einem weiten Umkreis zur Korrektur der gemessenen Pseudostrecken Δ PSR verwendet werden können, werden sie über ein geeignetes Medium (Funk, Telefon, Radio, ...) weiteren GPS-Anwendern ohne Zeitverzug übermittelt (Bild 108).

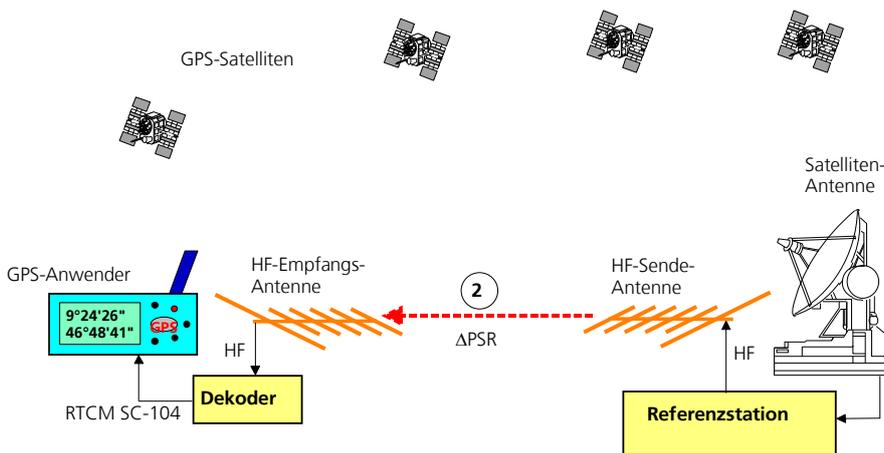


Bild 108: Übermittlung der Korrekturgrößen

7.3.3.4 Korrektur der gemessenen Pseudostrecken

Der GPS-Anwender kann nach Empfang der Korrekturwerte die wahre Distanz aus seinen gemessenen fehlerbehafteten Pseudostrecken ermitteln (Bild 108). Aus der wahren Distanz lässt sich die genaue Anwenderposition berechnen. Alle Fehlerursachen, abgesehen von jenen, die vom Empfängerrauschen und vom Mehrwegempfang stammen, können so eliminiert werden.

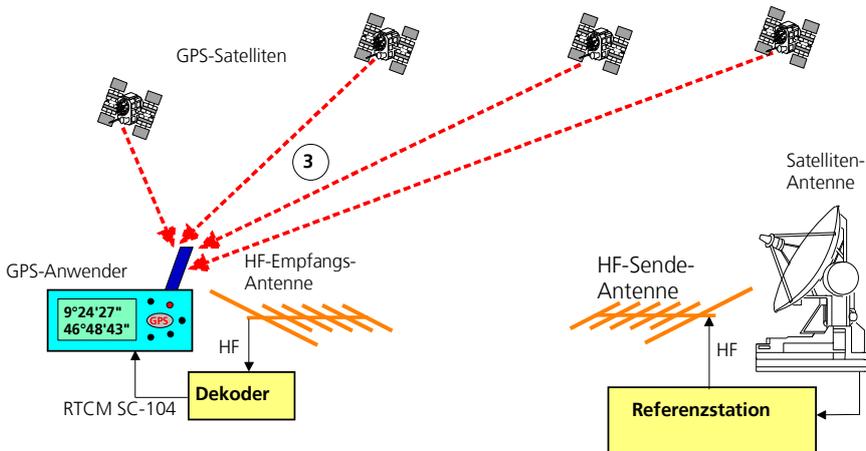


Bild 109: Korrektur der gemessenen Pseudostrecken

7.3.4 DGPS basierend auf der Phasenmessung des Trägers (Carrier Phase)

Die bei Messungen der Pseudodistanzen erreichbare Genauigkeit von 1 Meter (bei DGPS) genügt für die Lösung von Vermessungsproblemen noch nicht. Um die Messungen bis in den Millimeterbereich durchführen zu können, muss die Trägerphase des Satellitensignals ausgewertet werden. Die Wellenlänge λ des Trägers beträgt ca. 19 cm. Die Distanz zu einem Satelliten kann mit folgendem Ansatz (Bild 110) bestimmt werden.

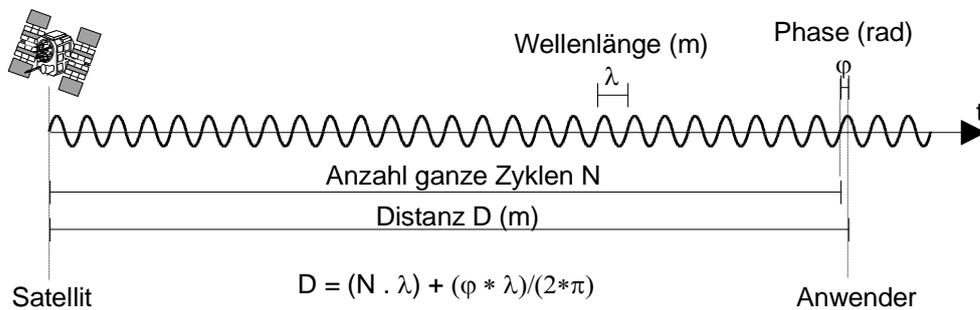


Bild 110: Prinzip der Phasenmessung

Die Phasenmessung ist mehrdeutig, da N unbekannt ist. Durch Beobachtung mehrerer Satelliten zu verschiedenen Zeiten und durch ununterbrochenen Vergleich zwischen Anwender- und Referenzempfänger (während oder nach der Messung) kann nach dem Lösen von umfangreichen Gleichungssystemen die Position im Bereich von einigen Millimetern bestimmt werden.

7.3.5 Postprocessing DGPS (für Code und Phasenmessung)

Postprocessing DGPS führt die Korrektur mittels geeigneter Software **nach der Durchführung** der Messung im Feld durch. Referenzdaten werden dabei entweder von einer eigenen Referenzstation gewonnen oder von öffentlich zugänglichen Serversystemen geladen. Nachteilig ist, dass im Feld aufgetretene Datenerfassungsprobleme (schlechter Satellitenempfang, beschädigte Dateien etc.) erst nach dem Einsatz erkennbar sind und dann eine Wiederholung der Aktion erforderlich machen können.

7.3.6 Verfahren um Korrekturdaten zu übertragen

DGPS benutzt Daten, die von einer (eigenen oder von Dienstbietern betriebenen) Referenzstation gewonnen und per Datenfunk an den mobilen Empfänger weitergegeben werden. Es gibt nun verschiedene Möglichkeiten, die benötigten Korrekturdaten zu übertragen, wobei die unterschiedlichen funktechnischen Einrichtungen mit ihren Frequenzbereichen besondere Vor- und Nachteile aufzeigen (Tabelle 15).

Sendeeinrichtung	Frequenzbereich	Vorteile	Nachteile	Übertragung der Korrekturdaten
Lang- und Mittelwellensender (LW, MW)	100 - 600 KHz	Grosse Reichweite (1000 km)	geringe Bitraten	RTCM SC104
Seefunkfeuer	283 - 315 KHz	Grosse Reichweite (1000 km)	geringe Bitraten	RTCM SC104
Flugfunkfeuer	255 - 415 KHz	Grosse Reichweite (1000 km)	geringe Bitraten	RTCM SC104
Kurzwellensender (KW)	3 - 30 MHz	Grosse Reichweite	geringe Bitraten, Qualität ist zeit- und frequenzabhängig	RTCM SC104
VHF und UKW	30 - 300 MHz	Grosse Bitraten, Mitbenutzung bestehender Infrastruktur	Reichweite durch quasioptische Bedingungen eingeschränkt	RTCM SC104
Mobilfunknetze (GSM; GPRS)	450, 900, 1800 MHz	Mitbenutzen von bestehenden Netzen	begrenzte Reichweite, Synchronisationsprobleme	RTCM SC104
GEO-Satellitensysteme	1,2 - 1,5 GHz	Grosse Flächenüberdeckung	hohe Investitionskosten	RTCM SC104 (für Omnistar, Landstar, Starfire) RTCA DO-229C (für SBAS-Systeme wie WAAS, EGNOS, MSAT)

Tabelle 15: Übertragungsverfahren des Differentialsignal (für Code- und Phasenmessungen)

Viele Länder verfügen über eigene Systeme um die Korrekturdaten zu übertragen. Eine vollständige Beschreibung aller Systeme würde den Rahmen dieses Buches sprengen. Weiter unten werden darum nur einzelne Systeme vorgestellt.

7.3.7 Einteilung nach den Ausbreitungsbereich des Korrektursignals

Bei den gegenwärtig eingesetzten Differentialverfahren wird allgemein zwischen den folgenden Verfahren unterschieden:

- Lokales DGPS („local area differential) oder LAAS (Local Area Augmentation System), manchmal auch GBAS (Ground Based Augmentation System) genannt.
- Regionales DGPS („regional area differential“)
- Weitbereichs-DGPS (WADGPS „Wide Area DGPS“) oder SBAS (Satellite Based Augmentation System) wie EGNOS, WAAS und MSAT. Hierbei wird nicht nur auf eine Referenzstation zugegriffen, sondern auf ein ganzes Netzwerk an Referenzeinheiten.

7.3.8 Standard zur Übertragung der Korrektursignale

Um die Korrekturdaten zu übertragen wird vor allem das Standard RTCM SC-104 verwendet (siehe entsprechender Abschnitt). Der Nachrichtentyp überträgt Pseudostrecken-Korrekturen (Code-Korrekturen) und Trägerphasenkorrekturen. In der Regel muss ein Empfänger mit Dekoder verwendet werden, um die Korrekturdaten auszuwerten.

- RTCM SC 104 (Radio Technical Commission for Maritime Services, Special Committee 104)
 - RTCM Recommended Standards for Differential Navstar GPS Service, Version 2.0 und 2.1
 - Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, Version 2.2 und 2.3

Einzig satellitengestützte Erweiterungssysteme (SBAS, Satellite Based Augmentation System) wie WAAS (Wide Area Augmentation System, für die USA), EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay System, für Europa) und MSAT (MTSAT Satellite Augmentation System, für Japan und Asien) verwenden das RTCA DO-229 Format.

- RTCA Radio Technical Commission for Aeronautics
 - DO-229C, Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment

Da bei RTCA die Frequenzen und Datenformate kompatibel mit diejenigen von GPS sind, können moderne GPS-Empfänger die RTCA-Daten, im Gegensatz zu der Verwendung von RTCM, ohne zusätzlicher Hardwareaufwand auswerten (Bild 111).

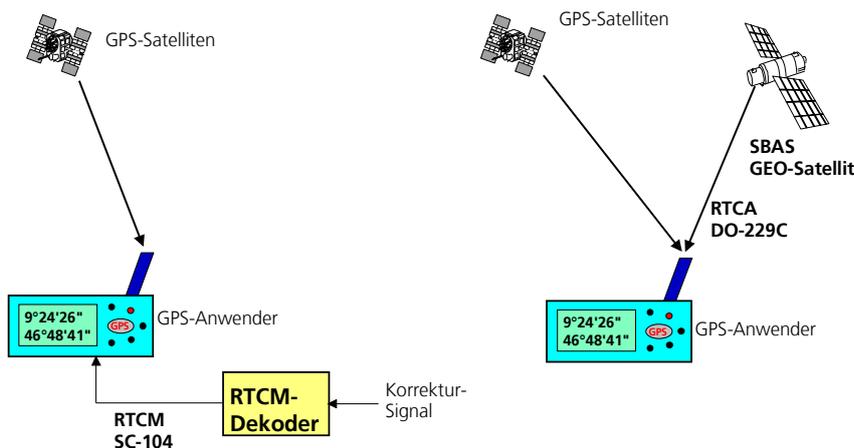
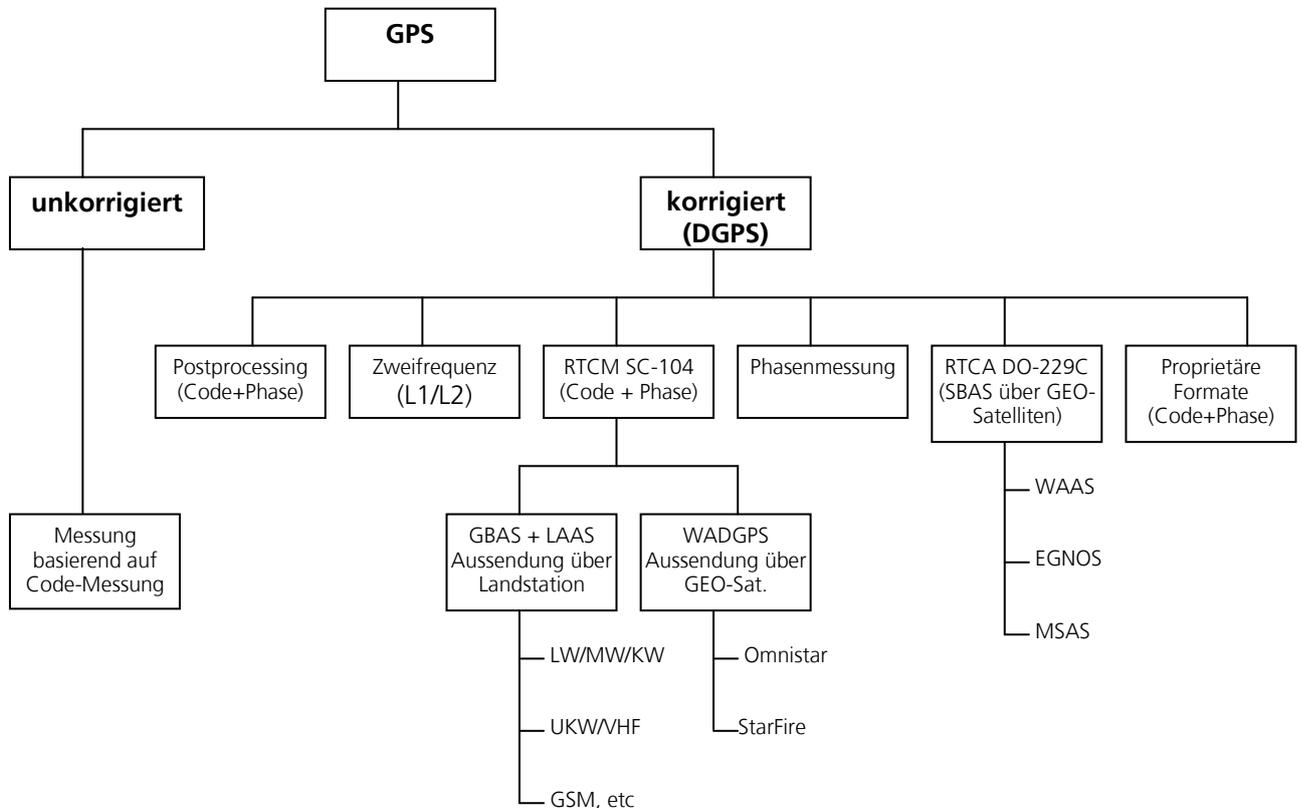


Bild 111: Unterschiedlicher Aufwand bei der Verwendung von RTCM- und RTCA-DGPS-Dienste

7.3.9 Übersicht über die verschiedenen Korrekturdienste



7.4 DGPS-Dienste für Echtzeitkorrektur

7.4.1 Einleitung

Die Korrekturdaten werden an alle im Empfangsbereich liegenden Anwenderempfänger über eine geeignete Kommunikationsstrecke (LW, KW, UKW, Funk, GSM, Satellitenkommunikation, ...) weitergeleitet. In den USA und in Europa können die Korrektursignale von verschiedenen öffentlichen DGPS-Diensten empfangen werden. Je nach Dienst kann eine jährliche Lizenzgebühr erhoben werden oder die einmalige Gebühr wird beim Kauf des DGPS-Empfängers entrichtet.

Es würde zu weit führen, sämtliche terrestrischen Dienste der Welt vorzustellen. Viele Länder bieten mehrere Dienste an. Darum wurden einzelne Dienste ausgewählt und im nachfolgenden Abschnitt kurz vorgestellt. Zusätzlich werden einzelne Dienste, welche mehr oder weniger weltweit zur Verfügung stehen (basierend auf Satelliten), vertieft vorgestellt.

7.4.2 Terrestrische auf RTCM SC-104 basierende DGPS-Dienste

- **SAPOS** (Satellitenpositionierungsdienst der deutschen Landesvermessung) ist ein permanent betriebener DGPS-Dienst. Dieser Service ist flächendeckend in Deutschland verfügbar. Grundlage des Systems bildet ein Netz von GPS-Referenzstationen. Für Echtzeitmessungen werden standardmässig die Medien UKW-Rundfunk, Langwelle, GSM und das eigene 2-Meter-Band (VHF) angeboten. Im UKW-Rundfunk werden die Signale im Format RASANT (Radio Aided Satellite Navigation Technique) gesendet. Das RASANT-Korrekturdatenformat ist eine Umsetzung von RTCM 2.0-Korrekturdaten für die Datenübertragung im

Radio-Daten-System (RDS) des UKW-Hörfunks. SAPOS umfasst drei Servicebereiche mit unterschiedlichen Eigenschaften und Genauigkeiten [li]:

- SAPOS EPS - Echtzeit Positionierungs-Service
- SAPOS HEPS - Hochpräziser Echtzeit Positionierungs-Service
- SAPOS GPPS - Geodätischer Präziser Positionierungs-Service
- **Swipos** (Swiss Positioning Service [lii]) verteilt die Korrekturdaten mittels mobiler Telephonie/GSM oder Internet/GPRS. Swipos bietet zwei Dienste an:
 - Swipos-NAV (Dienst mit einer Genauigkeit im Meter-Bereich)
 - Swipos-GIS/GEO (Dienst mit einer Genauigkeit im Zentimeter-Bereich)
- **Radio Beacon** Weltweit sind, hauptsächlich den Küsten entlang, sogenannte Radio Beacon (Radio Funkfeuer) installiert. Auf einer Frequenz von rund 300 kHz werden DGPS-Korrektursignale übertragen. Die Bit-Rate der Signale variiert je nach Sender zwischen 100 und 200 Bit pro Sekunde. Zum Beispiel wurde in Australien von AMSA (Australian Maritime Safety Authority) ein vollständiges Netz mit 16 Stationen aufgebaut. Das AMSA's DGPS Stationen Network wurde im Dezember 2002 vollendet. Die 16 Stationen senden auf Frequenzen zwischen 294 kHz und 320 kHz und werden in einem Bereich von ca. 275 km empfangen (Bild 112 [liii]).

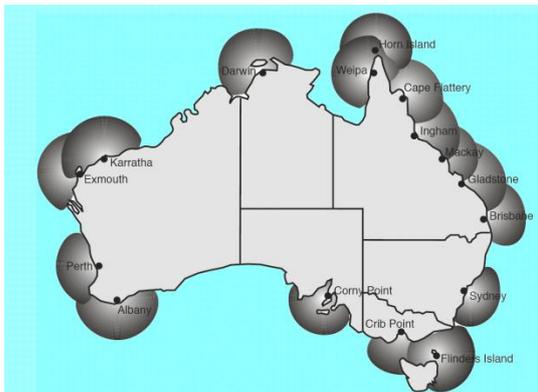


Bild 112: Radion Beacon Abdeckung für Australien

7.4.3 Satellitendienste basierend auf RTCM SC-104

Mehrere geostationäre Satelliten senden kontinuierlich weltweit Korrekturdaten. Unter dem Namen Omnistar, Starfire und MSAT stehen drei verschiedene Dienste zur Verfügung.

- **Omnistar** sendet Korrekturdaten über 6 GEO-Satelliten (Bild 113 [liv]). Die drei Dienste sind kostenpflichtig und der Anwender muss über einen speziellen Empfänger/Dekoder verfügen, um den Dienst zu benutzen [IV]. Omnistar sendet seine Informationen im L-Band (1-2 GHz) zur Erde. Die jeweiligen Referenzstationen sind in der ganzen Welt verteilt.

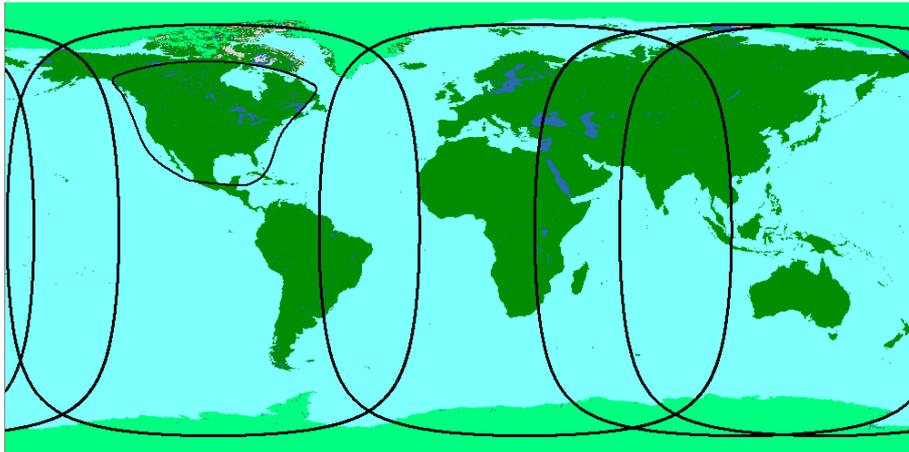


Bild 113: Ausleuchtezone der 6 Omnistar-Satelliten (zwei Bereiche überdecken sich)

- **Starfire**, Eigentum von NavCom Technology, Inc., sendet Korrekturdaten über 6 GEO-Satelliten (siehe Bild 114 [Ivi]). Der Dienst ist kostenpflichtig und der Anwender muss über einen speziellen Empfänger/Dekoder verfügen, um den Dienst zu benutzen. Starfire sendet seine Informationen im L-Band (1-2 GHz) zur Erde. Die jeweiligen Referenzstationen sind in der ganzen Welt verteilt.

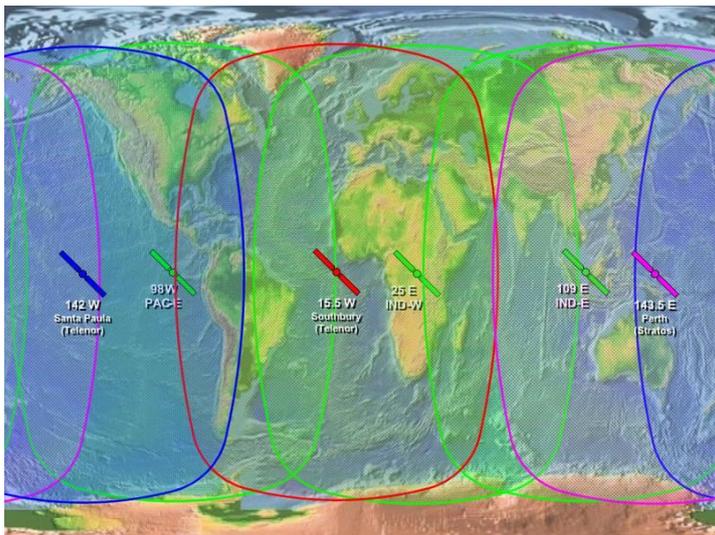


Bild 114: Ausleuchtezone von Starfire

7.5 Satellitengestützte Erweiterungssysteme (SBAS: EGNOS; WAAS etc.)

7.5.1 Einleitung

Satellite Based Augmentation Systems (SBAS, satellitengestützte Erweiterungssystem) werden verwendet, um GNSS (GPS, GLONASS etc.) um Funktionen zu erweitern, die diese alleine nicht zur Verfügung stellen. Mit Hilfe von mehreren geostationären Satelliten werden vor allem Korrektur- und Integritätsdaten auf der Frequenz L1 gesendet.

Fällt ein GNSS-Satellit ganz oder teilweise aus, können mehrere Stunden vergehen, bis das terrestrische Kontrollsegment dies bemerkt und den Satelliten ausser Betrieb setzt. Wird das Signal eines defekten Satelliten zur Navigation genutzt, kann dies eine katastrophale Folge haben, z. B. in der Luftfahrt. Diese hohe Latenzzeit von mehreren Stunden für eine Fehlererkennung verkürzt ein SBAS auf maximal sechs Sekunden. Durch

Kombination von GNSS und SBAS können somit sicherheitskritische Navigationsanwendungen, z. B. Landeanflüge, durchgeführt werden.

7.5.2 Wichtigste Funktionen von SBAS

SBAS stellt eine wesentliche Verbesserung gegenüber dem System GPS dar, weil es die Ortungsgenauigkeit und die Zuverlässigkeit der Ortungsinformationen erhöht, da SBAS im Vergleich zu GPS zusätzliche Signale liefert, die von verschiedenen geostationären Satelliten gesendet werden

- **Erhöhung der Ortungsgenauigkeit durch Korrekturdaten:** SBAS stellt Differentialkorrekturdaten zur Verfügung, mit der die Positionsgenauigkeit von GNSS (GPS, ..) verbessert wird. In erster Linie geht es dabei darum, den Ionosphärenfehler zu korrigieren, der durch Signalverzögerungen in der Ionosphäre entsteht. Der Ionosphärenfehler schwankt mit der Tageszeit und ist regional unterschiedlich. Damit die Daten kontinental gültig sind, ist es notwendig, ein aufwändiges Netz von Bodenstationen zu betreiben, um Ionosphärenfehler kompensieren zu können. Zusätzlich zu den Ionosphärenwerten übermitteln SBAS Korrektur-Informationen über den Positionsstandort der Satelliten (Ephemeriden) und zur Zeitmessung.
- **Erhöhung der Integrität und Sicherheit:** Die Bodenstationen von SBAS überwachen alle empfangbaren GNSS-Signale. Nach einer technischen Störung eines GNSS-Satelliten kann SBAS (z. B. EGNOS) innerhalb von sechs Sekunden den Fehler oder Ausfall des Satelliten an den Nutzer melden. Diese Ja-Nein-Information wird nur übertragen, wenn die Qualität der empfangenen Signale bestimmte Grenzwerte unterschreitet.
- **Erhöhung der Verfügbarkeit durch Aussenden von Navigationsinformationen:** SBAS GEO-Satelliten senden Signale aus, welche ähnlich zu den GNSS Signale sind (Pseudostrecken). Ein GPS-Empfänger kann dieses Signal zur Ortung auswerten. Diese Funktion ist bei allen SBAS implementiert (z. B. nicht bei EGNOS).

7.5.3 Übersicht über bestehende und geplante SBAS Systeme

Obwohl alle satellitengestützten Erweiterungssysteme (SBAS) grössere Regionen (z.B. Europa) umfassen, muss sichergestellt werden, dass sie miteinander verträglich (Interoperabilität) sind und, dass die SBAS-Anbieter zusammenarbeiten und ihr Vorgehen abstimmen. Die Kompatibilität wird durch die Verwendung des Standards RTCA DO-229C gewährleistet. Zurzeit befinden sich SBAS, welche zueinander kompatibel sind oder sein werden (

Bild 116), für folgende Gebiete in Funktion bzw. Entwicklung:

- **Nord Amerika (WAAS, Wide Area Augmentation System):** Die Bundesluftfahrtverwaltung (FAA) der Vereinigten Staaten leitete die Entwicklung des grossräumigen Erweiterungssystems (WAAS), das die Vereinigten Staaten, inkl. Kanada und Mexico (Bild 115) [Ivii], abdeckt. WAAS ist operationell durch zwei Satelliten.

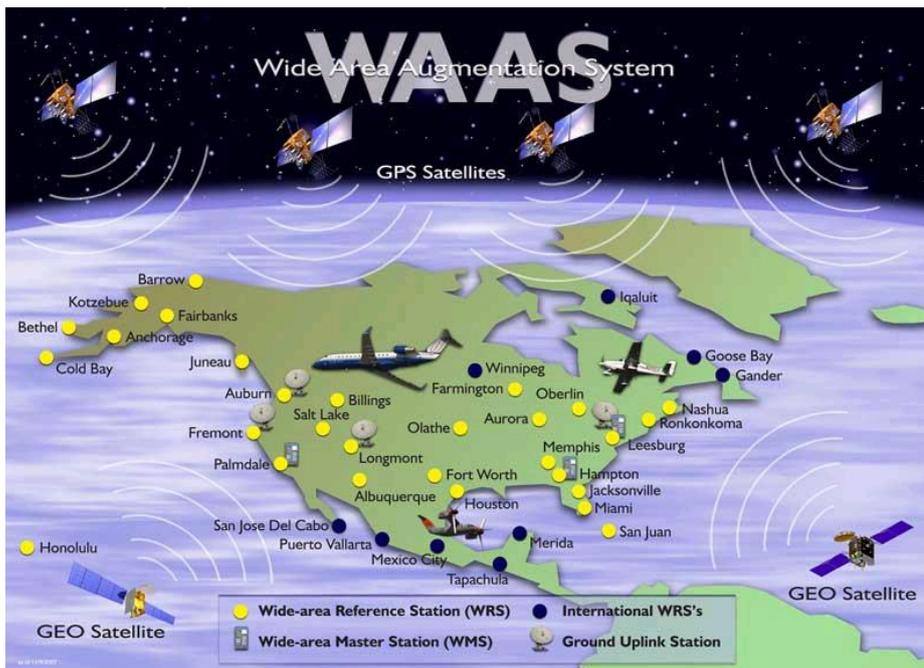


Bild 115: WAAS Ausbreitungsgebiet

- **Europa (EGNOS, European Geostationary Overlay Service):** EGNOS wird im Abschnitt 7.5.5 detailliert vorgestellt.
- **Japan (MSAS, Multifunctional satellite based Augmentation System):** MSAS verwendet zwei GEO-Satelliten.
- **Indien (GAGAN, GPS and GEO Augmented Navigation):** Die indische Luftfahrtorganisation ISRO (Indian Space Research Organization [lviii]) will ein System entwickeln, das kompatibel zu den anderen SBAS ist.
- **Russland (SDCM, System for Differential Correction and Monitoring):** Russland plant für sein Gebiet ein System zur Überprüfung der GPS- und GLONASS-Signale durch verschiedene Monitorstationen. GEO-Satelliten werden über das russische Gebiet Korrekturen- und Integritätssignale für GPS und GLONASS aussenden [lix].

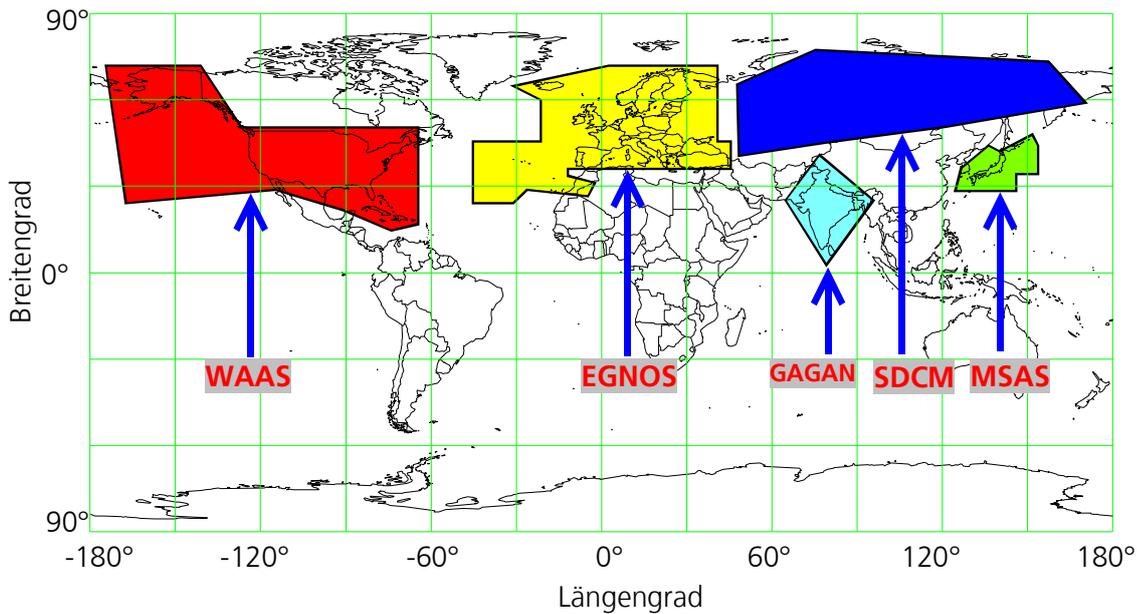


Bild 116: Versorgung von SBAS-Systeme

Die geostationären Satelliten senden aus ca. 36'000 km Höhe über dem Äquator ihre Signale in Richtung Nutzungsgebiet. Die Pseudorandom Codes (PRN) jedes einzelnen Satelliten wurden zugewiesen [IX]. Die Sendefrequenz der Signale ist die gleiche wie GPS (L1, 1575,42 MHz), was bedeutet, dass keine zusätzlichen Investitionen in Empfänger-Hardware notwendig sind, um die Signale des SBAS GEO-Satelliten zu empfangen.

7.5.4 Beschreibung des SBAS-Systems

Das komplexe Bodensegment besteht aus mehreren Referenzstation, einige Kontrollzentren und 2 bis 3 Satellitenbodenstationen (Bild 117). Jedes System verwendet eigene Bezeichnung für ihre Station. Eine Gegenüberstellung der Bezeichnungen ist in Tabelle 16 zu finden.

Allgemeine Bezeichnung	EGNOS-Bezeichnung	WAAS-Bezeichnung	MSAS-Bezeichnung
Referenzstation	RIMS: Reference and Integrity Monitoring Station	WRS: Wide Area Reference Station	GMS: Ground Monitor Station
Kontrollzentrum	MCC: Mission Control Center	WMS: WAAS Master Station	MCS: Master Control Station
Satellitenbodenstation	NLES: Navigation Land Earth Station	GES: Ground Earth Station	NES/GES: Navigation Earth Station/Ground Earth Station

Tabelle 16: Bezeichnung der SBAS-Stationen

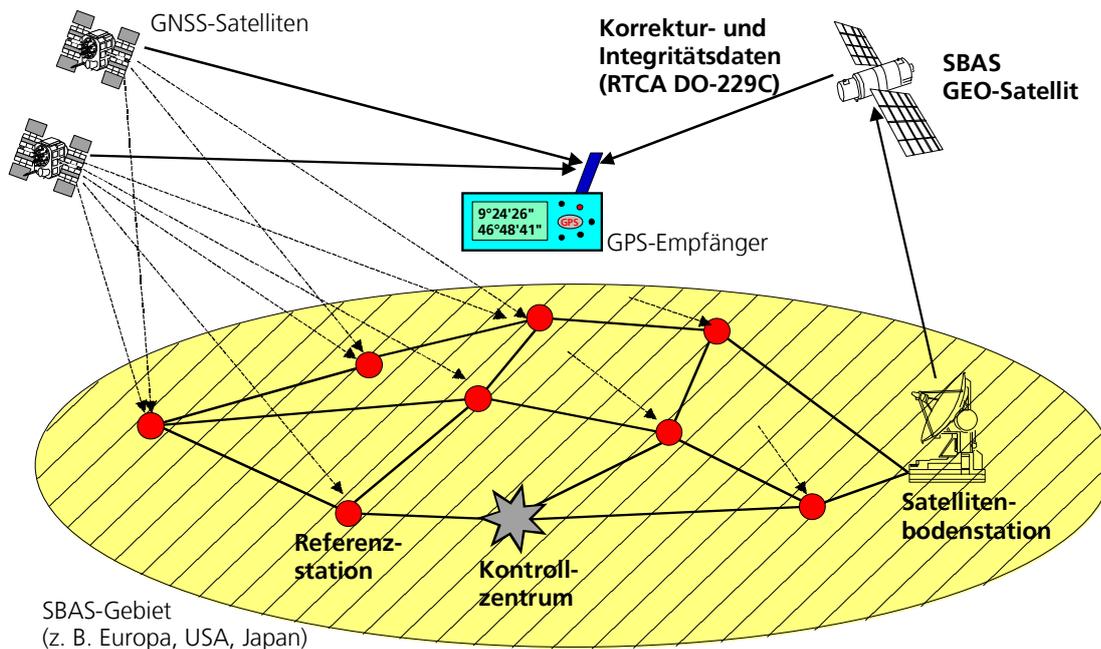


Bild 117: Prinzip aller satellitengestützte Erweiterungssysteme SBAS

- **Referenzstation:** Im SBAS-Gebiet befinden sich mehrere Referenzstationen welche untereinander vernetzt sind. Die Referenzstationen empfangen GNSS-Signale. Sie sind bezüglich ihrer Position genau vermessen. Jede Referenzstation bestimmt die Soll- Ist-Abweichung der Pseudorange. Die Fehlersignale werden einem Kontrollzentrum übermittelt.
- **Kontrollzentrum:** Die Kontrollzentren übernehmen die Auswertung der Korrekturdaten, bestimmen die Genauigkeit der von jeder Referenzstation empfangenen GNSS-Signale , stellen mögliche von Turbulenzen in der Ionosphäre verursachte Ungenauigkeiten fest und überwachen die Integrität des GNSS-Systems. Angaben über die Abweichungen werden dann in ein Signal integriert und über verteilten Satellitenbodenstationen übermittelt.
- **Satellitenbodenstation:** Diese senden die Signale an verschiedenen GEO-Satelliten.
- **GEO-Satelliten:** Die SBAS GEO-Satelliten empfangen die Signale von der Satellitenbodenstation und senden sie zu den GNSS-Nutzern weiter. Anders als die GNSS-Satelliten (gültig für GPS) haben diese GEO-Satelliten keine Signalgeneratoren an Bord, sondern sind mit Transpondern ausgestattet, welche die am Boden verarbeiteten und ihnen zugesandten Signalen weiterleiten. Die Signale werden auf die GPS-L1-Frequenz (1575,42MHz) zur Erde gestrahlt. Die SBAS-Signale werden von den dafür vorbereiteten GPS-Empfängern empfangen und verarbeitet.

7.5.4.1 Erreichbare Genauigkeit mit SBAS bzw. DGPS (Richtwerte)

Tabelle 17 zeigt typische Werte über die erreichbare Genauigkeit mit und ohne DGPS/SBAS (siehe auch Tabelle 13 und Tabelle 14).

Fehlerursache und Fehlerart	Fehler ohne DGPS/SBAS	Fehler mit DGPS/SBAS
Ephemeridendaten	1,5 m	0,1 m
Satellitenuhren	1,5 m	0,1 m
Einfluss der Ionosphäre	3,0 m	0,2 m
Einfluss der Troposphäre	0,7 m	0,2 m
Mehrwegempfang (Multipath)	1,0 m	1,4 m
Einfluss des Empfängers	0,5 m	0,5 m
Totaler RMS-Wert	4,0 m	1,2 m
Horizontaler Fehler (1-Sigma (68%) HDOP=1,5)	6,0 m	1,8 m
Horizontaler Fehler (2-Sigma (95%) HDOP=1,5)	12,0 m	3,6 m

Tabelle 17: Ortungsgenauigkeit ohne und mit DGPS/SBAS

7.5.5 EGNOS, das europäische SBAS, detailliert vorgestellt

In EGNOS sind drei Dienste implementiert oder vorgesehen:

- Die wichtigste Funktion des Offenen Dienstes (Open Service, OS) ist das Aussenden von Korrekturdaten, um die Genauigkeit von GPS zu erhöhen. Dieser Dienst ist seit Oktober 2009 verfügbar.
- Der Sicherheitskritische Dienst (Safety of Life Service, SoL) ist seit März 2011 freigegeben und vor allem für die zivile Luftfahrt durch das Aussenden des Integritätssignals innerhalb von sechs Sekunden dienlich.
- Der Kommerzielle Datenverteilungsdienst (Commercial Data Distribution Service, CDDS) wird zusätzliche Informationen zum EGNOS und GPS verbreiten. Dieser Dienst ist noch nicht implementiert. Der Zeitpunkt der Inbetriebnahme des Dienstes ist zurzeit noch unbestimmt. Wahrscheinlich wird die Nutzung dieses Dienstes, im Gegensatz zu den zwei anderen (OS und SoL), kostenpflichtig sein.

7.5.5.1 Infrastruktur von EGNOS

Das Bodensegment besteht aus Referenzstationen, Kontrollzentren und Satellitenbodenstationen. Die Bodenstationen von EGNOS werden durch zwei zusätzliche Stellen überwacht bzw. unterstützt:

- Performance Assessment and Checkout Facility (PACF)
- Application Specific Qualification Facility (ASQF)
- Referenzstation (RIMS): Im EGNOS-Gebiet befinden sich vierunddreissig Referenzstationen, welche untereinander vernetzt sind. Die Referenzstationen empfangen GPS-Signale. Sie sind bezüglich ihrer Position genau vermessen. Jede Referenzstation bestimmt die Soll-Ist-Abweichung der ermittelten Pseudorange. Die Fehlersignale werden einem Kontrollzentrum übermittelt.
- Kontrollzentrum (MCC): Die vier Kontrollzentren in Italien, Deutschland, Grossbritannien und Spanien übernehmen die Auswertung der Korrekturdaten, bestimmen die Genauigkeit der von jeder Referenzstation empfangenen GPS-Signale, stellen mögliche von Turbulenzen in der Ionosphäre verursachte Ungenauigkeiten fest und überwachen die Integrität des GPS-Systems. Angaben über die Abweichungen werden dann in ein Signal integriert. Eines der vier Kontrollzentren wird abwechselnd als Master-Kontrollzentrum definiert und hat die Aufgabe, alle Daten zu synchronisieren und den Satellitenbodenstationen zu übermitteln.
- Satellitenbodenstation (NLES): Diese senden die Korrektur- und Integritätssignale zu drei verschiedenen GEO-Satelliten. Aus Redundanzgründen sind immer zwei NLES für einen GEO-Satellit zuständig.

Die drei Geostationären Satelliten (siehe Tabelle 18) empfangen die Signale von der Satellitenbodenstation und senden sie zu den GPS-Nutzern weiter. Anders als die GPS-Satelliten haben diese GEO-Satelliten keine Signalgeneratoren an Bord, sondern sind mit Transpondern ausgestattet, welche die am Boden verarbeiteten und ihnen zugesandten Signale weiterleiten. Die Signale werden auf die GPS-L1-Frequenz (1575,42 MHz, 250 Bits pro Sekunde) zur Erde gestrahlt. Die EGNOS-Signale werden von den dafür vorbereiteten GPS-Empfängern empfangen und verarbeitet.

GEO-Satellit	Orbitale Position	Identifikationsnummer	NMEA-Nummer	Bemerkung
Inmarsat 3- F2	W 15,5°	PRN 120	33	Frei für SoL
Inmarsat 3-F5	E 25,0°	PRN 126	39	Testbetrieb
Artemis	E 21,5°	PRN 124	37	Frei für SoL, ESA eigener Satellit

Tabelle 18: Bei EGNOS verwendete Bezeichnung der EGNOS-Bodenstationen

Zwei der drei für EGNOS verwendeten Satelliten werden von der internationalen Organisation Inmarsat betrieben. Der dritte Satellit Artemis (Bild 118) wurde von der ESA entwickelt und sendet EGNOS-Daten.

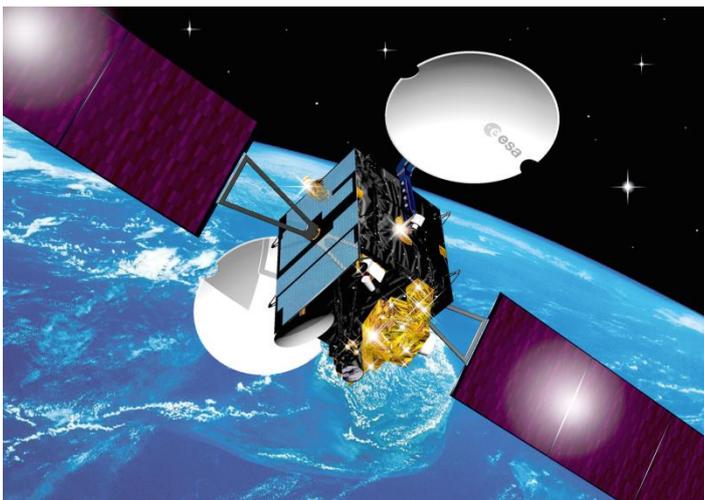


Bild 118: Der ESA-Satellit ARTEMIS (Foto ESA)

Die drei geostationären Satelliten sind von Mitteleuropa aus gesehen eher tief am Horizont. Je nördlicher sich der Beobachtungsstandort befindet, umso kleiner ist die Elevation. Dies bedeutet, dass die Signale von vielen Standorten nicht zu empfangen sind, sobald sich Hindernisse (Berge, Gebäude) in Richtung Süd-Südwest befinden.

	Berlin	Kiel	Wien	Bern
Satellit	Elevation/Azimut	Elevation/Azimut	Elevation/Azimut	Elevation/Azimut
PRN 120	24.3° / 214.8°	23.8° / 210.6°	26.8° / 219.9°	31.6° / 210.0°
PRN 126	29.0° / 165.5°	26.6° / 161.9°	34.0° / 168.5°	33.4° / 156.6°
PRN 124	29.5° / 169.8°	27.2° / 166.1°	34.4° / 173.2°	34.3° / 161.1°

Tabelle 19: Elevation und Azimut der EGNOS-Satelliten für ausgewählte Standorte

Die Europäische Union ist Eigentümer des EGNOS-Systems. Die Europäische Kommission ist zuständig für die allgemeine Verwaltung des EGNOS-Programms und damit verantwortlich für Entscheidungen in Bezug auf die Nutzung und Entwicklung des Systems.

Die Europäische Weltraumorganisation (ESA) leitete die technische Entwicklung von EGNOS und ist nun von der Europäischen Kommission beauftragt, die Weiterentwicklung zu koordinieren.

ESSP (European Satellite Services Provider) ist ein Unternehmen getragen von verschiedenen Luftfahrt Dienstleistern. Gründungsmitglieder von ESSP sind Dienstleister von Frankreich (DGAC / DSNA), Deutschland (DFS), Italien (ENAV SpA), Portugal (NAV-EP), Spanien (AENA), Schweiz (Skyguide) und das Vereinigte Königreich (NATS). Das EGNOS-Dienstleister ESSP hat seinen Hauptsitz und sein Operationszentrum in Toulouse (Frankreich) und eine Dienstleistungsstelle in Madrid (Spanien).

Wichtige Portale und somit Informationsquellen zu EGNOS sind:

- http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/index_de.htm
- <http://www.esa.int/esaNA/egnos.html>
- <http://www.essp-sas.eu/home>
- http://egnos-user-support.essp-sas.eu/egnos_ops/index.php
- <http://egnos-portal.gsa.europa.eu/>
- <http://www.gsa.europa.eu/go/egnos/edas>
- <http://www.egnos-pro.esa.int/index.html>
- http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/egnos/index_en.htm

7.5.5.2 Die EGNOS-Nachricht

Die von den drei GEO-Satelliten empfangenen Daten bestehen aus verschiedenen Nachrichten-Typen (Message Types, MT). In Tabelle 20 ist eine kurze Erklärung zu den verschiedenen Nachrichten gegeben.

Message Type (MT)	Offizielle Bezeichnung	Zweck der Nachricht
0	Don't Use (SBAS test mode)	Nicht für sicherheitskritische Anwendungen verwenden! Wird dieses Signal ausgesendet, ist der Inhalt identisch mit der Nachricht MT2
1	PRN Mask	Gibt an, welche GPS-Satelliten von EGNOS momentan überwacht werden
2-5	Fast corrections	Übermittelt kurzfristige Korrekturwerte (Entfernungskorrekturen) zu den GPS-Satelliten
6	Integrity information	Mitteilung über die Zuverlässigkeit und Genauigkeit der GPS-Satelliten
7	Fast correction degradation factor	Informationen zum zeitlichen Verlauf der Korrekturwerte, übermittelt durch die Nachrichten 2-5
9	GEO ranging function parameters	Informationen über die orbitale Position des empfangenen GEO-Satelliten (Ephemeriden-Werte). Zurzeit kann dieses Signal nicht für die Positionsbestimmung des GPS-Empfängers verwendet werden.
10	Degradation parameters	Informationen zum zeitlichen Verlauf der

		Korrekturwerte, übermittelt durch die Nachricht 25
12	SBAS network Time/UTC offset parameters	Diese Nachricht erlaubt die EGNOS-Satelliten-Zeit in UTC-Zeit umzurechnen bzw. zu synchronisieren.
17	GEO satellite almanacs	Informationen über die Bahnen sämtlicher GEO-Satelliten (Almanach-Daten)
18	Ionospheric grid point masks	Gibt an, für welche geographischen Gebiete die Korrekturwerte zum Einfluss der Ionosphäre gültig sind
24	Mixed fast/long-term satellite error corrections	Kurzfristige und langfristige Korrekturwerte für eine Auswahl von sechs GPS-Satelliten
25	Long-term satellite error corrections	Übermittelt die langfristigen Veränderungen der Satellitenbahnenparameter und -Uhren
26	Ionospheric delay corrections	Korrekturwerte zum Einfluss der Ionosphäre
27	EGNOS service message	Definiert die geographische Region des EGNOS-Dienstes
63	Null message	Wird übermittelt, wenn keine weiteren Nachrichten zur Verfügung stehen

Tabelle 20: Die Nachrichten-Typen von EGNOS

Auf dem ESA-Portal [ixi] kann in Echtzeit nachgeschaut werden, welche Nachrichten die EGNOS-Satelliten übermitteln (Bild 119). Aus den Graphiken ist ersichtlich, dass der Inmarsat-Satellit 3-F5 mit der PRN-Nummer 126 nicht für sicherheitsrelevante Anwendungen verwendet werden darf, da er den Nachrichten-Typ MTO (SBAS-Test mode) überträgt.

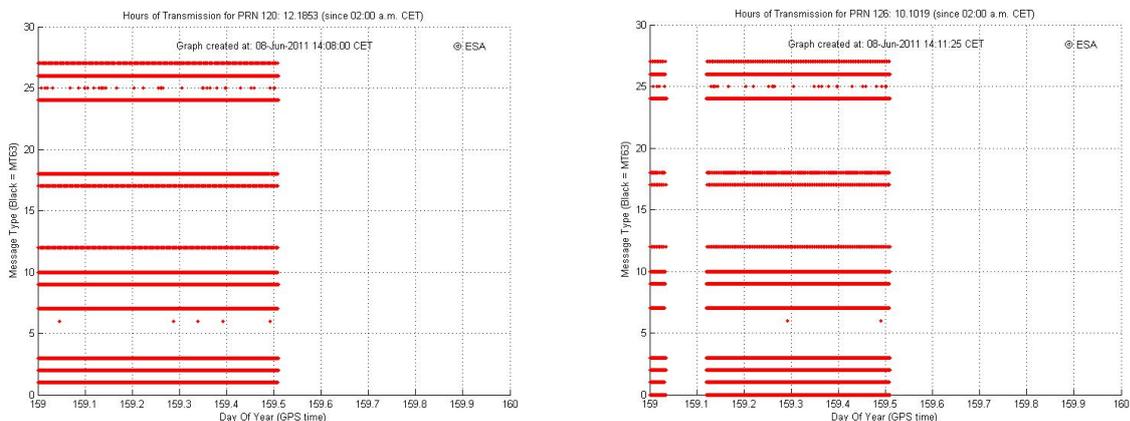


Bild 119: Übermittelte Nachrichtentypen der EGNOS-Satelliten PRN 120 (links) und PRN 126 (rechts)

Auf dem gleichen Portal kann nachgeschaut werden, von welchen GPS-Satelliten Korrekturdaten übermittelt werden (Bild 120). Ein schwarzer Balken bedeutet, dass vom entsprechenden Satelliten keine Daten übermittelt werden (not monitored). Ein roter Strich (oder Punkt) bedeutet, dass Satellitendaten zwar übermittelt werden, aber nicht vertrauenswürdig sind (DNU: Do not use). Nur wenn der Balken grün ist, sollten die Daten verwendet werden.

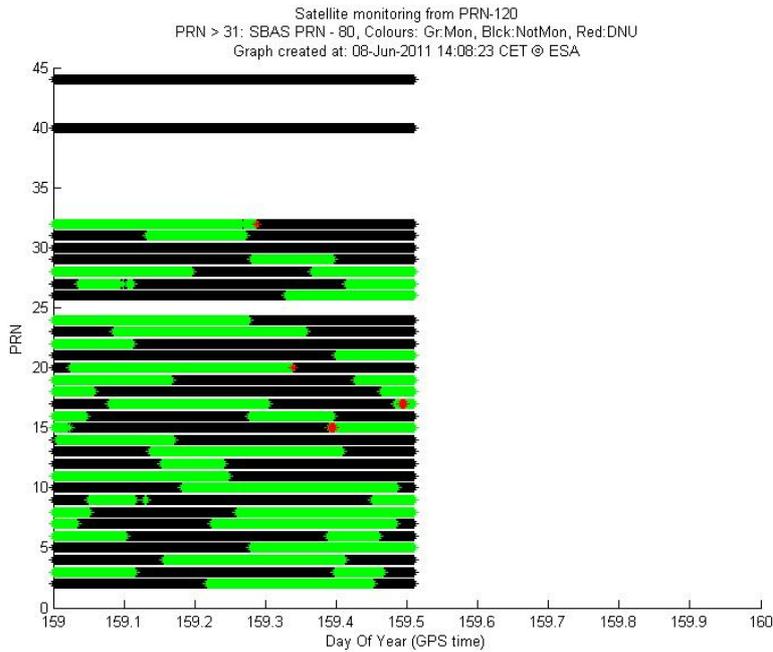


Bild 120: Von EGNOS PRN 120 übermittelte GPS-Daten

7.5.5.3 Die Verbesserung mit dem OS

Im offiziellen EGNOS-Dokument „Service Definition Document Open Service [Ixii]“ wird auf Seite 27 eine minimale Genauigkeit in der Horizontalen von drei Metern und in der Vertikalen von vier Metern postuliert. Fünfundneunzig Prozent aller Messungen sollten besser als diese Werte sein.

Im Dokument „User guide for EGNOS application developers [Ixiii]“ wird auf Seite 49 aufgeschlüsselt, wo EGNOS im Vergleich zu GPS Verbesserungen bringt. Die aufgeführten Werte sollten als typische Größen betrachtet werden. Rot eingezeichnet sind die von EGNOS beeinflussbaren Parameter (Tabelle 21).

Fehlerart	Fehler (nur mit GPS)	Verbleibender Fehler (mit GPS und EGNOS)
Fehler bedingt durch ungenaue Umlaufbahn- und Zeitfehler	1 m	0,5 m
Fehler bedingt durch die Troposphäre	0,25 m	0,25 m
Fehler bedingt durch die Ionosphäre	2 m	0,3 m
Fehler bedingt durch das Rauschen des Empfängers	0,5 m	0,5 m
Fehler bedingt durch Mehrwegempfang	0,2 m	0,2 m
Horizontaler Positionsfehler des Empfängers (RMS-Wert) x Einfluss der Satellitengeometrie HDOP von 1.1 (1 σ -Wert)	2,31 m x 1.1 = 2,54 m	0,83 m x 1.1 = 0,92 m
Horizontaler Positionsfehler (2 σ oder 95%-Wert)	5,08 m	1,84 m

Tabelle 21: Einfluss von EGNOS auf die Positionierungsgenauigkeit

Messungen des Längengrades, Breitengrades und der Höhe über eine Zeitdauer von neun Stunden (Bild 121, Bild 122 und Bild 123) ergaben einen sichtbaren Einfluss von EGNOS. Z. B. betrug die Standardabweichung in

der Höhenmessung ohne EGNOS 2,00 m und mit EGNOS 1,18 m. In den Diagrammen ist mit roter Farbe der gleitende Mittelwert über jeweils 1024 Sekunden eingetragen.

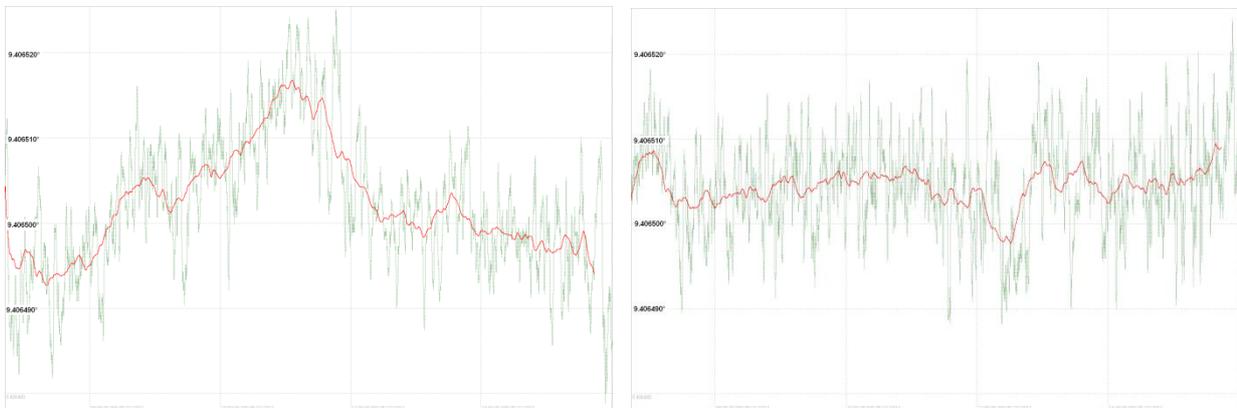


Bild 121: Messungen des Längengrades über neun Stunden ohne (links) und mit EGNOS (rechts)

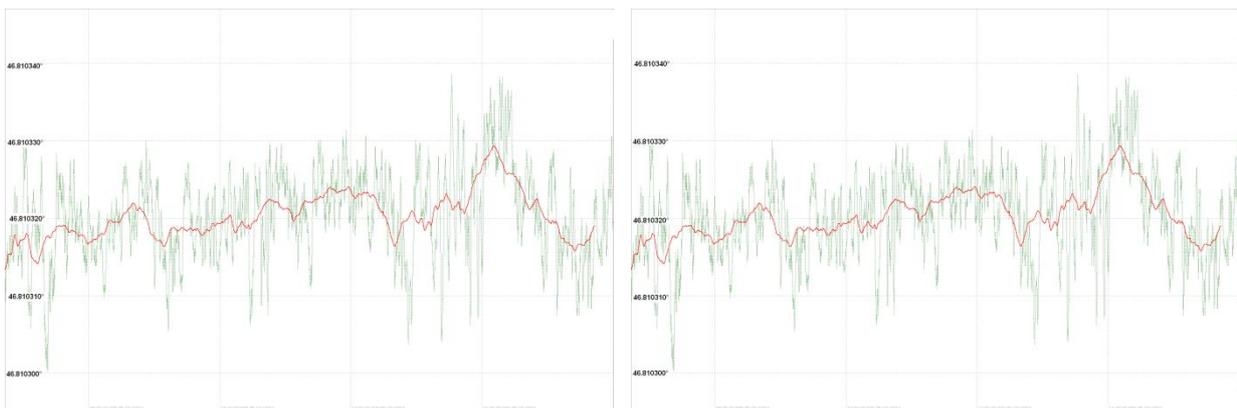


Bild 122: Messungen des Breitengrades über neun Stunden, ohne (links) und mit EGNOS (rechts)

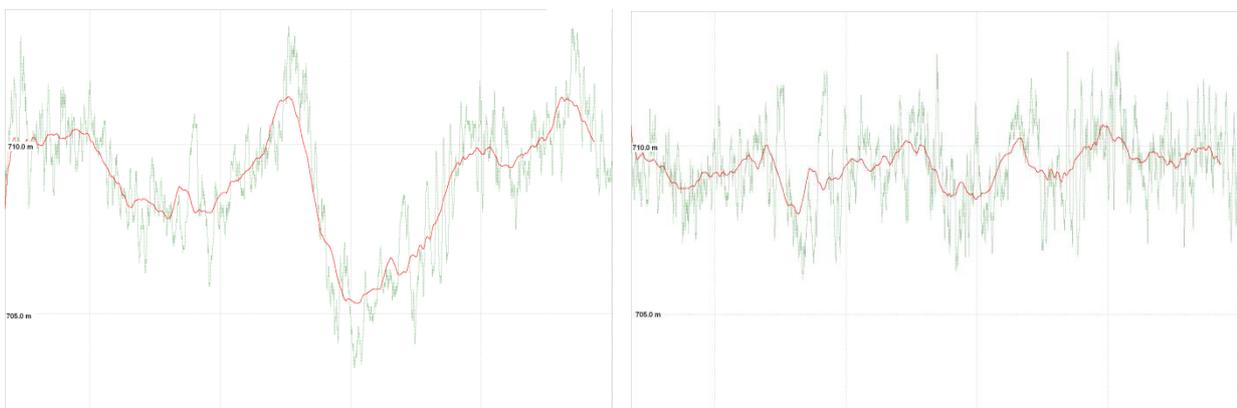


Bild 123: Messungen der Höhe über neun Stunden, ohne (links) und mit EGNOS (rechts)

7.5.5.4 Der Dienst SoL für die Luftfahrt

Der Navigationsüberlagerungsdienst EGNOS steigert regional begrenzt auf Europa die Positionsgenauigkeit von GPS von 10 bis 20 Metern auf 1 bis 3 Meter (Bild 10). Zusammen mit der erhöhten Integrität und Sicherheit der Signale (time to alarm = 6 Sekunden) wird EGNOS mit dem SoL-Dienst (Safety of Life) sehr interessant für die Luftfahrt. Routennavigation und Landeanflüge können so von Flugzeugen aber auch Helikoptern mit GPS präziser durchgeführt werden.

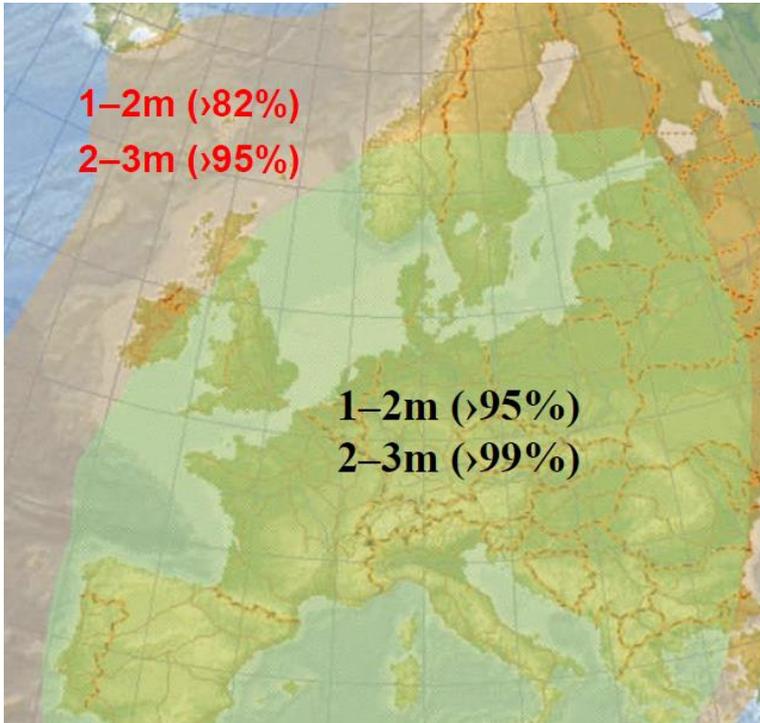


Bild 10: Ausleuchtzone mit Genauigkeit von EGNOS (Bild ESA)

Der sicherheitskritische Dienst SoL von EGNOS bietet folgende Verbesserungen und Vorteile:

- Erhöhte Sicherheit der Luftfahrt: EGNOS SoL ermöglicht präzise Anflüge, was die Sicherheit gerade bei schlechtem Wetter erheblich erhöht.
- Niedrigere Betriebskosten: Das EGNOS-Signal wird unentgeltlich bereitgestellt und erfordert im Flugzeug lediglich einen Empfänger. Am Boden werden keine Einrichtungen benötigt.
- Weniger CO₂-Emissionen: EGNOS ermöglicht eine effizientere Planung der Flugstrecken und Anflüge und damit die Verringerung der CO₂-Emissionen.
- Weniger Verspätungen, Umleitungen und Stornierungen: Mit EGNOS sind bei schlechtem Wetter geringere Mindestabstände zwischen den Flugzeugen möglich, und das heisst weniger Verspätungen, Umleitungen und Stornierungen von Flügen.
- Weniger Lärmbelästigung: Durch die optimierten Flugstrecken und Verfahren mit gekurvtem Anflug brauchen die Flugzeuge erst in der Nähe der Piste mit dem Sinkflug zu beginnen und verringern so den Lärm in Flugplatznähe.
- Höhere Kapazitäten für kleinere Flughäfen: Die vom System bereitgestellte Höhenleitfunktion ermöglicht Landungen bei schlechter Sicht und erhöht so die Kapazität von Flughäfen vor allem von kleinen und mittelgrossen, für die andere technische Lösungen (wie z.B. ILS, Instrumenten-Landesystem) zu teuer sind. Für grössere Flughäfen mit bereits vorhandener Infrastruktur für Präzisionsanflüge dient EGNOS als Backup-System.

Für die Nutzung des sicherheitskritischen SoL-Dienstes müssen Flugzeuge mit einem EGNOS-fähigen, zertifizierten Empfänger ausgestattet sein (Bild 11) und Flughäfen über besondere Anflugverfahren für ihre Pisten verfügen. Da in Europa EGNOS SoL erst seit dem 2. März 2011 freigegeben wurde, laufen die Planungen und Implementierungen mit Hochdruck. In der Schweiz wurde beispielsweise am 27.7.2011 das erste zivile GPS-basierte Anflugverfahren für Helikopter zum Berner Inselspital bewilligt. Somit können die Rettungshelikopter der REGA auch bei Schlechtwetter und Hochnebellagen sicher landen. In den USA sind bereits über 3000 SBAS-Verfahren für Flugplätze realisiert worden (analog zu EGNOS mit WAAS, Stand Januar 2011).



Bild 11: EGNOS-Darstellung der Empfängerinformationen auf herkömmlichen Displays (Foto BAZL)

Ein interessantes, zweiminütiges Video „EGNOS Safty of Life Service – How does it work?“ befindet sich im Web unter http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/egnos/safety-of-life-services/index_en.htm [6].

7.5.5.5 Ausblick und Fazit

Lange Zeit wurde EGNOS als Vorläufer des Europäischen Navigationssystems GALILEO angepriesen. EGNOS ist und bleibt eine Zusatzfunktion zu GPS. Da die künstliche Verschlechterung (selective availability SA) bereits im Mai 2000 abgeschaltet wurde, ist die Genauigkeitsverbesserung mit EGNOS nicht so dramatisch wie erhofft. Der wichtigste Dienst von EGNOS bildet SoL. Vor allem die erhöhte Genauigkeit und die Zuverlässigkeit der Signalinformation ermöglichen nun endlich auch in Europa den sicherheitskritischen Einsatz von GPS in der Luftfahrt. Die Entwicklungen in Europa werden vergleichbar wie in den USA sein. Dort hat sich WAAS in der Fliegerei schon etabliert. EGNOS wird mindestens 20 Jahre in Betrieb sein und somit auch noch verfügbar sein, wenn GALILEO in einigen Jahren (geplant ist 2014) betriebsfähig sein wird.

7.6 Geplante RNSS

RNSS ist die Abkürzung für Regional Navigation Satellite System. Im Gegensatz zu GPS, GLONASS und GALILEO, welche unter der Bezeichnung GNSS (Global Navigation Satellite System) zusammengefasst sind und eine weltweite (globale) Navigation und Ortung ermöglichen, sind RNSS nur für ein beschränktes Gebiet (z. B. einige Länder) zur Navigation verwendbar. Der Übergang von SBAS zu RNSS ist fließend. Deshalb werden die geplanten RNSS zusammen mit den SBAS vorgestellt. Folgende regionale Satelliten Navigationssysteme sind geplant:

- Indien (IRNSS, Indian Regional Navigation Satellite System): IRNSS soll ein autonomes Navigationssystem bestehend aus drei GEO-Satelliten und vier geosynchronen Satelliten mit einer Inklination von 29° zur Äquatorebene [Ixiv] werden. Ab 2014 soll das System funktionsfähig sein.
- Japan (QZSS, Quazi Zenith Satellite System): QZSS ist der Einsatz von bis zu drei HEO-Satelliten (highly-inclined elliptical orbits) geplant (Bild 124). Die zwei Signale für MSAS werden von den MTSAT-1R und MTSAT-2 Satelliten [Ixv] ausgesendet. Zu Beginn des Jahres 2008 war MTSAT-1R in Funktion. **QZSS** ergänzt GPS durch das Aussenden von GPS-Signalen und Integritäts- bzw. Korrektursignalen [Ixvi]. Durch die besondere HEO-Konstellation von QZSS soll gewährleistet werden, dass im japanischen Raum mindestens 1 Satellit immer in der Nähe des Zeniths (75° ... 90° Elevation) sichtbar ist (Bild 125 [Ixvii]). Dadurch soll die Lokalisierung in engen Strassenschluchten verbessert werden. Der erste QZSS-Satellit soll Ende 2014 in Betrieb sein.

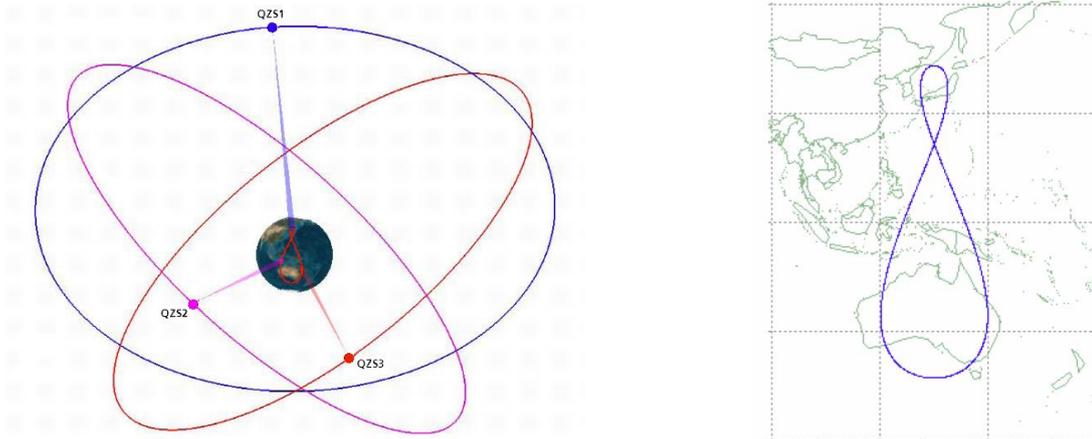


Bild 124: Satellitenbahnen und Bodenspur von QZSS

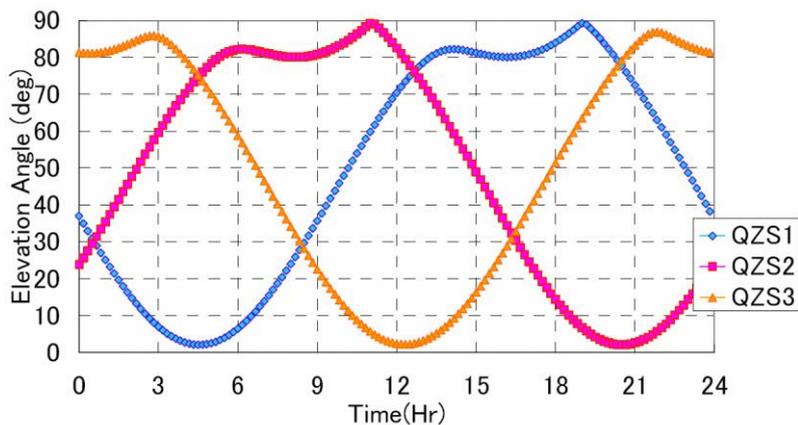


Bild 125: QZSS-Satellitenbahnen, Bodenspur und Elevation über Tokio

7.7 Assisted-GPS (A-GPS, AGPS)

7.7.1 Einleitung

Auf dem Markt sind immer mehr Geräte, welche Mobilfunk (z. B. GSM, UMTS, etc.) und Satellitennavigation (z. B. GPS) kombinieren (siehe Bild 126). Eine solche Kombination wird oft für standortbezogene Dienste (Location Based Services, LBS) genutzt. Es kann angenommen werden, dass diese Geräte nicht immer in Betrieb sind. Dies gilt vor allem, wenn die Lokalisierung durch GPS erfolgt, da der Stromverbrauch des GPS-Moduls eine lange Standzeit bei Batteriebetrieb verhindert.

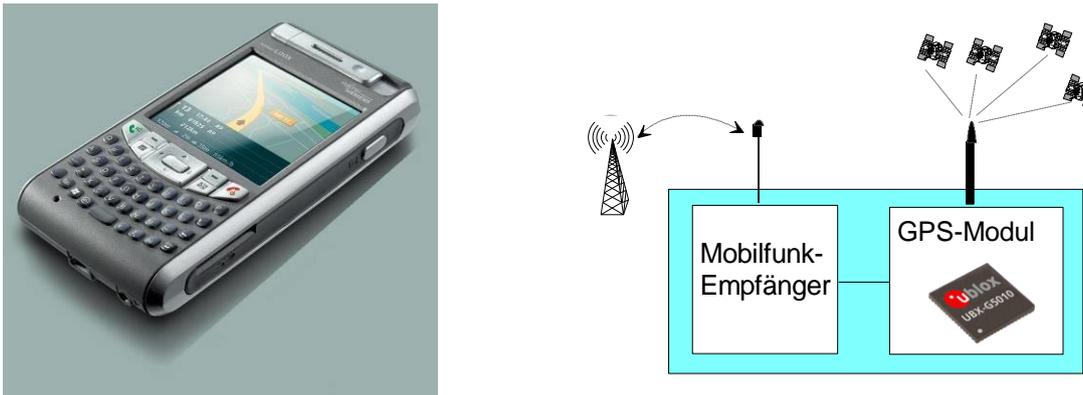


Bild 126: Mobilfunkempfänger und Blockscheema mit integriertem GPS-Modul

Dadurch, dass der GPS-Teil nur selten eingeschaltet wird, ist es wahrscheinlich, dass keine Informationen über die Position der Satelliten vorhanden sind. Nach einer Auszeit von 2 oder mehreren Stunden müssen zuerst die Bahndaten der GPS Satelliten herunter geladen werden, um aufstarten zu können. Normalerweise benötigt ein GPS-Empfänger mindestens 18-36 Sekunden, um die Bahndaten zu empfangen und die erste Position (TTFF, Time to first fix) berechnen zu können. Unter schwierigen Empfangsbedingungen, z. B. bei Abschattungen der Signale durch Hochhäuser oder innerhalb eines Hauses, kann die Wartezeit bis zur erstmaligen Positionsberechnung Minuten betragen, falls eine Positionsberechnung überhaupt möglich ist. Dieses langsame Aufstarten ist eine systeminhärente Limitierung von GPS, die sich auch durch verbesserte Empfängertechnologie nicht beheben lässt. Fehlen die Bahndaten, muss der GPS-Empfänger einen vollständigen Suchlauf durchführen, um die verfügbaren Satelliten zu finden, die Daten herunter zu laden und die Position neu zu berechnen. Das Suchen nach den ca. 30 Satelliten in der Code- und Frequenzebene ist sehr zeitaufwändig. Die Integrationszeit pro Position in der Code-Frequenz-Ebene beträgt im Normalfall mindestens 1 ms (eine C/A-Code-Periode). Wird der Frequenzbereich in rund 50 Schritte unterteilt (d.h. das Frequenzintervall beträgt $(2 \times 6000 / 50 \text{ Hz} = 240 \text{ Hz})$), kann es bis zu $1023 \times 50 = 51'150$ abzusuchende Positionen (bins) geben (dies entspricht 51 Sekunde).

7.7.2 Prinzip von A-GPS

Eine schnelle Positionsbestimmung und eine Messung bei schwachen Signalen kann erreicht werden durch zusätzliche Satelliten-Orbitdaten und weitere GPS-Informationen. Diese Daten und Informationen werden über andere Kommunikationskanäle, beispielsweise via GSM, GPRS, CDMA oder UMTS übermittelt. Dieser Ansatz wird als Aiding bezeichnet und wird bei Assisted-GPS verwendet. Assisted-GPS oder A-GPS ist eine Funktionalität bzw. Dienstleistung, welche die Position mit Hilfe von Aiding-Daten schneller berechnen kann. Der GPS-Empfänger fordert Aiding-Daten (Hilfsdaten) über ein Mobilfunknetz (ev. auch direkt über das Internet) an. Die Aiding-Daten enthalten Angaben z. B. über:

- die Satellitenkonstellation (Almanach)
- präzise Bahndaten (Ephemeriden, Orbits)
- Zeitinformationen
- Dopplerfrequenz und Frequenz-Offset (-Fehler) des GPS-Empfängers

Mit der Bereitstellung dieser Hilfsdaten kann der GPS-Empfänger die Position innerhalb kurzer Zeit berechnen, auch wenn die Empfangsbedingungen ungünstig sind. Oft ist bei schwachen Signalen dies der einzige Weg, um eine Positionsbestimmung zu erwirken. Je nach Komplexität und Vollständigkeit der Hilfsdaten ist die Verkürzung der Aufstartzeit markant. Die Aufstartzeit ist ebenfalls abhängig von der Signalstärke des GPS-Signals. Generell gilt: Je mehr Hilfsdaten zur Verfügung stehen, umso schneller ist die Aufstartzeit. Bild 127 zeigt die ungefähre Aufstartzeit (TTFF, time to first fix), wenn unterschiedliche Aiding-Daten verwendet werden [Ixviii].

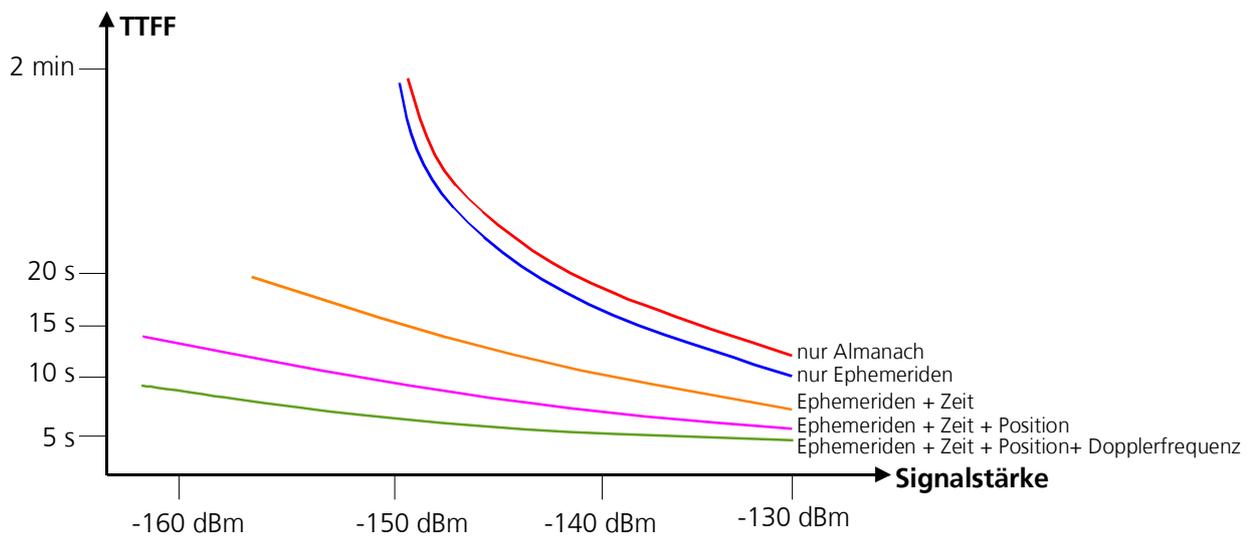


Bild 127: Verlauf der Aufstartzeit (TTFF) bei verschiedenen Hilfsdaten und in Funktion der Signalstärke

Die Mobilfunkstation mit integriertem GPS-Gerät muss immer noch Sichtverbindung zu mindestens vier Satelliten haben. Um A-GPS einzusetzen müssen die Aiding-Daten empfangen werden: Dies setzt voraus dass der GPS-Empfänger über eine Schnittstelle verfügt.

Die grösste Zeitersparnis resultiert durch das Wegfallen der Empfangszeit für die Bahndaten. Zudem kann der Suchbereich eingeschränkt werden, wenn Dopplerfrequenz und Frequenz-Offset des GPS-Empfängers bekannt sind (Bild 128). Dadurch wird die Signal-Akquisition beschleunigt, was eine Zeitersparnis mit sich bringt.

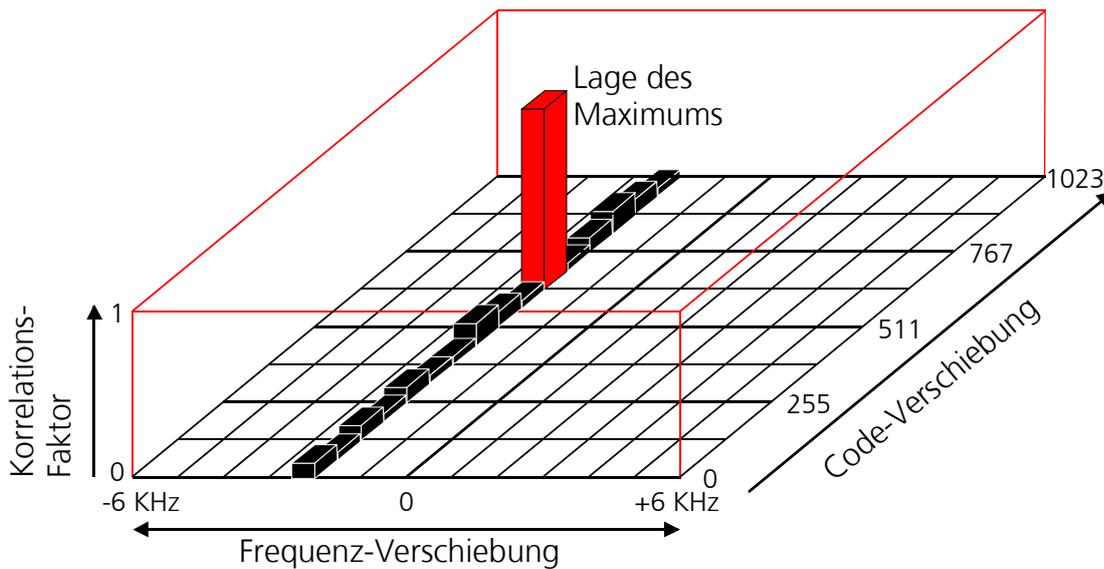
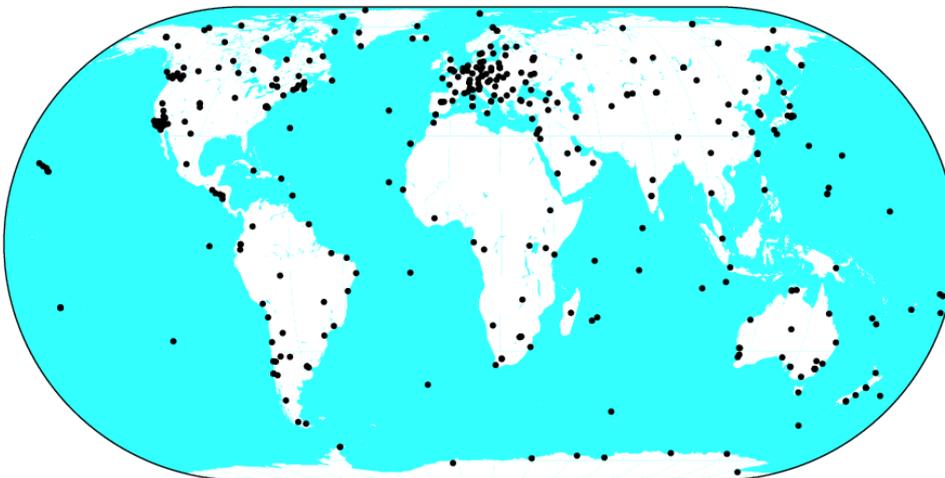


Bild 128: Beschleunigung des Suchvorganges bei A-GPS durch Reduzierung der Suchpositionen

7.7.3 Referenznetzwerk

Zur Vorausberechnung der Satellitenbahnen, wie für die Bereitstellung von Echtzeit A-GPS Daten (Aiding-Daten), braucht es ein umfangreiches, weltweites Netz von Monitorstationen, welche die Bewegung der Satelliten permanent und sehr genau erfasst. Diese Daten werden herangezogen, um in einem leistungsfähigen LocationServer Vorhersagen über die Satellitenbewegungen in nächsten Tagen zu machen. Ein solches Netzwerk hat z. B. das IGS aufgebaut. Der International GNSS-Service (IGS, auch International GPS-Service [**Ixix**]) betreibt ein erdumspannendes GNSS-Permanetnetz (Bild 129).



ESM 2009 Jan 12 16:50:31

Bild 129: IGS-Referenzstationen (Stand Januar 2009, mit 372 aktiven Stationen)

7.7.4 A-GPS Netzwerk

Ein typisches A-GPS Gesamtsystem, wie im Blockdiagramm (Bild 130) illustriert, besteht aus einem globalen Referenznetzwerk von GPS-Empfängern, einem zentralen Server, der Aiding-Daten bereitstellt, und A-GPS-fähigen Endgeräten. Die GPS-Empfänger im globalen Referenznetzwerk empfangen die relevanten Satelliten-

Informationen und leiten diese an den Location Server weiter. Der Server berechnet die Aiding-Daten und überträgt sie (über das Mobilfunknetz oder direkt über das Internet) auf Anfrage zu den GPS-Endgeräten, die anschließend die erste Positionsangabe schneller berechnen können.

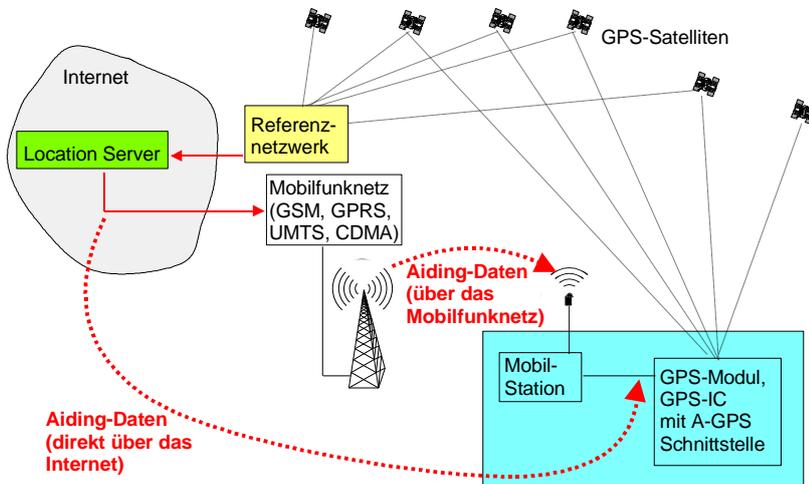


Bild 130: Assisted-GPS Gesamtsystem

Die Hilfsdaten werden von weltweit verteilten GPS-Referenzstationen (dem GPS-Referenznetzwerk) ermittelt.

Zwei verschiedene Techniken werden angewendet, um die Hilfsdaten einzusetzen:

- Online-Prinzip
- Offline-Prinzip

7.7.4.1 A-GPS mit Online-Hilfsdaten (Echtzeit A-GPS)

Beim Online-Prinzip (Echtzeitprinzip) werden die Aiding-Daten unmittelbar bei Bedarf in Echtzeit von einem Location Server heruntergeladen und sind nur kurzzeitig gültig (Bild 131). Nachteilig bei diesem Prinzip ist der relativ langsame Verbindungsaufbau der Funkverbindungen (GPRS beispielsweise benötigt bis zu 30 Sekunden) oder die ungenügende Verfügbarkeit von Internet Access Points.

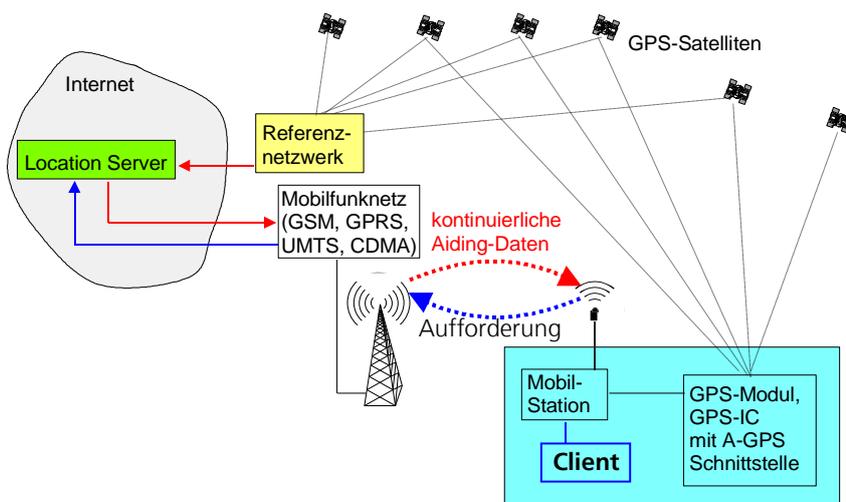


Bild 131: Bei online A-GPS werden die Hilfsdaten kontinuierlich übertragen

Funktionsweise von Online A-GPS (siehe Bild 131):

- Die Mobilstation im GPS-Empfänger fordert die Aiding-Daten beim Location Server an. Um diese Funktionalität zu ermöglichen, muss ein Hilfs-Programm (sogenannter Client) in der Mobilstation installiert werden.
- Der Server übermittelt die Hilfsdaten (ca. 1 bis 3 kByte gross) zum Client der Mobilstation (. 1-3 KB). Der Client leitet die Daten zum GPS-Modul weiter.
- Das GPS-Modul kann die Hilfsdaten zur Positionsbestimmung verwenden.

7.7.5 A-GPS mit Offline-Hilfsdaten (Predicted Orbits)

Bei A-GPS mit Offline-Hilfsdaten werden dem GPS-Empfänger vorausberechnete Orbitdaten (Predicted Orbits) zur Verfügung gestellt. Die Orbitdaten werden aus den Informationen des Referenznetzwerkes und des aktuellen Almanachs bestimmt (Bild 132). Die Hilfsdaten werden in einem Speicher abgelegt. Die Verbindung zum Server wird abgebrochen. Wenn der GPS-Empfänger das nächste Mal aufstartet, wird er aus diesen vorausberechneten und gespeicherten Orbits die aktuellen Bahndaten herausuchen und zur Navigation verwenden. Somit muss er nicht warten, bis die Daten von den Satelliten herunter geladen werden, sondern kann gleich mit der Navigation beginnen. Die Hilfsdaten können je nach Anbieter zwischen 10 bis 20 Tagen gültig sein, wobei zu beachten ist, dass die resultierende Positionsgenauigkeit mit der Zeit abnimmt.

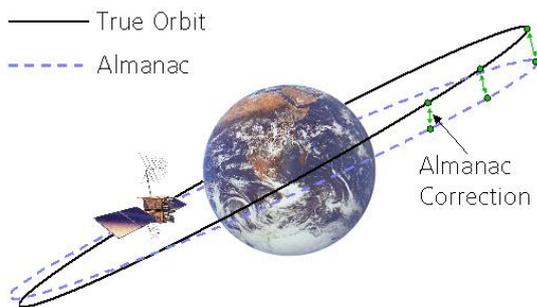


Bild 132: Aus den Almanach-Daten werden präzise Bahndaten (True Orbit) vorausberechnet

Funktionsweise von Offline A-GPS (Bild 131):

- Der Client fordert beim Location Server die Hilfsdaten an
- Der Server sendet die Hilfsdaten (< 10 bis 100 kByte) zum Client
- Der Client leitet die Hilfsdaten zum GPS-Modul weiter
- Das GPS-Modul kann bis zu 14 Tagen die Hilfsdaten verwenden. In dieser Zeit ist keine neue Verbindungsaufnahme mit dem Server notwendig.

7.7.6 Architekturen

Um die Hilfsdaten zu übermitteln, existieren zwei verschiedene Architekturen:

- Control-Plane Architektur
- User-Plane Architektur

7.7.6.1 Control-Plane Architektur

Bei A-GPS auf Control-Plane-Basis kommunizieren Server und Endgeräte über Signalisierungskanäle (SS7, Signalling System) im Mobilfunk- und Vermittlungsnetz (z. B. GSM). Dafür werden im gesamten Netzwerk die entsprechenden Schnittstellen und Protokolle bereitgestellt. Die Control-Plane Architektur erfordert umfassende Anpassungen der Netzinfrastruktur (Bild 133) gemäss des 3GPP-Location-Services-Standards. Die Standards sind

von der Organisation 3GPP [Ixx] erhältlich. Einzelne beschreibende Standards können heruntergeladen werden ([Ixxi], [Ixxii], [Ixxiii] und [Ixxiv]).

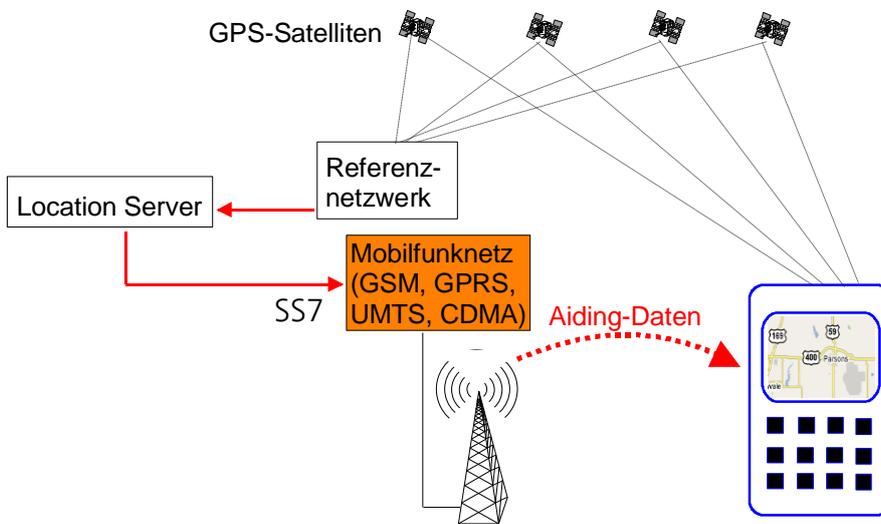


Bild 133: Bei der Control-Plane Architektur muss das Mobilfunknetz geändert werden.

7.7.6.2 User-Plane Architektur

Unter User Plane versteht man ein A-GPS-System, bei dem die Kommunikation zwischen Server und Endgerät über eine gewöhnliche Datenverbindung, zum Beispiel GPRS oder UMTS, erfolgt. Für die Integration einer User-Plane-Lösung werden die bereits im Funk- und Vermittlungsnetz existierenden Protokolle und Schnittstellen benutzt. Dabei wird ein Location-Server in das Mobilfunknetz integriert, der Server kommuniziert über eine IP-Verbindung (Internet-Protokoll-Verbindung) direkt mit dem mobilen Endgerät; Funk- und Vermittlungsnetz müssen dazu nicht umgerüstet werden (Bild 134). Die Open Mobile Alliance (OMA), ein Zusammenschluss Dienstleistungs- und Produkthanbieter aus dem Mobilfunkbereich, hat einen Standard für die Lokalisierungstechnologie herausgegeben (OMA-SUPL, siehe 7.7.6.3).

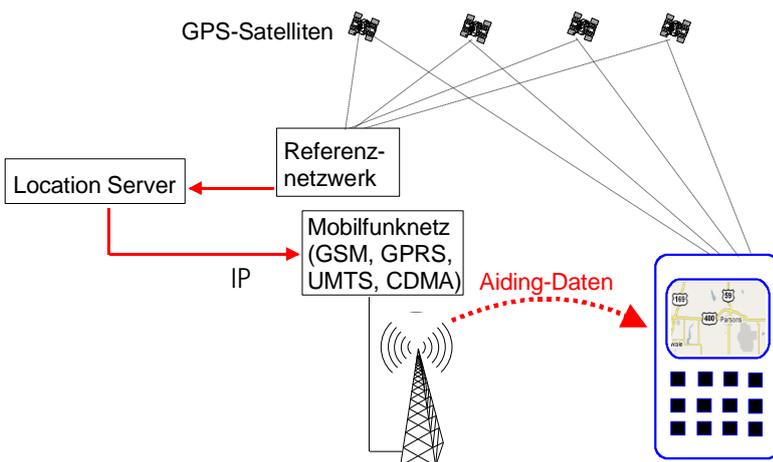


Bild 134: Bei der User-Plane Architektur muss das Mobilfunknetz nicht geändert werden.

7.7.6.3 OMA-Secure User Plane Location Architecture (OMA-SUPL)

Im Juni 2007 hat die OMA (Open Mobile Alliance [Ixxv]) ihre Standards genehmigt und freigegeben. Sämtliche Standards, Vorschriften, Protokolle betreffend User Plane sind unter der Bezeichnung Secure User Plane Location (SUPL) auf der Seite der OMA einsehbar [Ixxvi]. SUPL benötigt bestehende Mobilfunknetzwerke, um Hilfsdaten

zwischen den Location Server und der Mobilstation mit integriertem GPS-Teil zu übertragen. Im Location Server sind die für das Funktionieren von A-GPS notwendigen Hilfsdaten abgespeichert.

Im UserPlane Location Protocol (ULP) sind die wichtigsten Protokolle für die Kommunikation zwischen Location Server und Mobilstation mit GPS-Empfänger für A-GPS beschrieben [lxxvii]:

Der Location Server wird in diesem Standard mit SLP (SUPL Location Platform) und der kombinierte Mobilfunk/GPS-Empfänger mit SET (SUPL Enabled Terminal) bezeichnet (Bild 135).

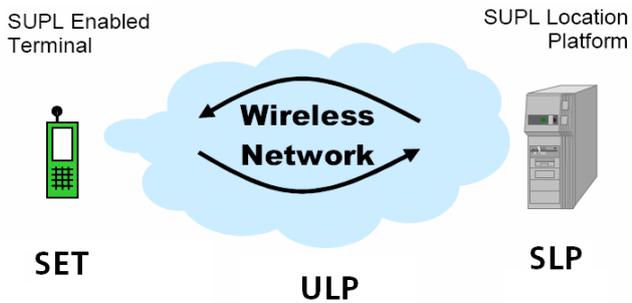


Bild 135: Blockscheema mit den Aktoren gemäss OMA

Die für A-GPS wichtigen Protokolle sind:

- SUPL POS INIT (Abschnitt 6.2.4 des Standards)
- Positioning Method (Abschnitt 7.8 des Standards)
- Requested Assistance Data (Abschnitt 7.9 des Standards)

7.8 High sensitivity GPS (HSGPS)

Da Applikationen (z. B. Anruf auf einer Notrufnummer oder LBS) einen einwandfreien Empfang in Bauten bzw. in Häuserschluchten nötig machen, werden ebenfalls die Empfangseigenschaften von GPS-Receiver ständig verbessert. Fokus dieser Anstrengungen sind vor allem:

- Erhöhte Signalempfindlichkeit
- Raschere Akquisition beim Neueinschalten des Empfängers (time to first fix, TTFF)
- Erhöhte Störuneempfindlichkeit (z.B. gegen Multipath-Interferenzen, aber auch EMV)

Je nach Hersteller werden unterschiedliche Strategien angewendet, um Verbesserungen zu erzielen. Die wichtigsten davon sollen in diesem Kapitel erläutert werden. Es werden folgende Ansätze besprochen:

- Rauscharme Eingangsverstärker
- Vervielfachung der Korrelatorenstufen
- Längere Integrationszeiten
- Stabilere Oszillatoren

7.8.1 Stabilere Oszillatoren

Durch den Einsatz von stabileren Oszillatoren wird versucht, die Temperaturabhängigkeit der Quarze zu verringern bzw. zu kompensieren und somit den bei der Signal-Akquisition abzusuchenden Frequenzbereich zu verkleinern. Meist werden dazu temperaturkompensierte Oszillatoren, sogenannte TCXO (temperature compensated crystal oscillator), verwendet.

Weiter haben Untersuchungen [lxxviii] gezeigt, dass gewöhnliche Quarz-Oszillatoren Mikrosprünge in der Frequenz (einige 10^{-9} Hz) auslösen können. Ursache dieser zufälligen Frequenzänderungen sind in der Regel Strukturverunreinigungen im Quarzkristall. Aufgrund dieser plötzlichen Frequenzverschiebungen verlängert sich die Akquisitionszeit, da der Suchvorgang in der Frequenz- Code-Ebene beim Korrelationsvorgang gestört wird. Durch die Entwicklung von Quarzoszillatoren mit verringerter Tendenz zu Mikrosprünge kann dieser störende Effekt verkleinert werden.

7.8.2 Antenne, Empfangstufe und Stromverbrauch

Antennen können so gebaut werden, dass sie weniger empfindlich auf Störungen sind und selektiv die GPS-Frequenz empfangen. Der Nachteil der Performanceverbesserung ist die Zunahme der Baugröße der Antennen. Dies widerspricht dem allgemeinen Trend der Miniaturisierung von Mobilstationen. Durch eine rauscharme Eingangsstufe mit einer hohen Verstärkung kann die Empfindlichkeit nur noch geringfügig gesteigert werden. Wie bei jedem Empfänger bestimmt vor allem die erste Stufe (LNA) das Rauschverhalten des gesamten Empfängers. In einem vereinfachten Blockschaltbild (Bild 136) mit dem LNA und den zusammengefassten weiteren Stufen (WS) gilt:

$$F_{\text{Total}} = F_{\text{LNA}} + \frac{F_{\text{WS}}}{G_{\text{LNA}}}$$

F: Rauschmass (dB) der Stufe

G: Verstärkung der Stufe

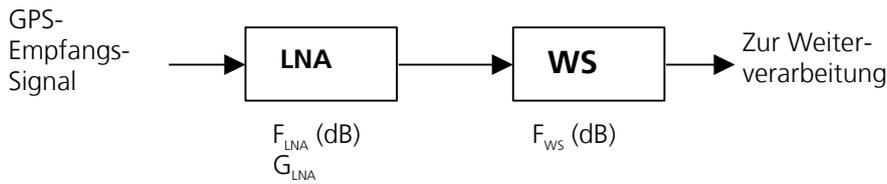


Bild 136: Blockschaltbild der Eingangsstufe

Mit einer Verstärkung von typ. 20 dB und einem Rauschmass von typ. 1,6 dB bei neueren LNA-Entwicklungen [lxxix] sind nur noch marginale Verbesserungen möglich. Diese Entwicklung scheint ausgereift zu sein.

7.8.3 Korrelatoren und Korrelationszeit

Die spektrale Leistungsdichte des empfangenen GPS-Signals liegt ca. 16 dB unter der spektralen Rauschleistungsdichte (siehe Bild 40). Die Demodulation und Rückspreizung des GPS-Empfangssignals bewirkt einen Systemgewinn G_c von 43dB (siehe Bild 50).

Die Empfindlichkeit eines GPS-Moduls kann durch Erhöhung der Korrelationszeit (Integrationszeit oder Dwell-Time) verbessert werden. Je länger ein Korrelator in einer bestimmten Position der Code-Frequenz-Ebene verweilt, umso niedriger das notwendige GPS-Signal an der Antenne. Wird die Integrationszeit um den Faktor k erhöht, ergibt sich eine Vergrößerung G_r des Signal-Rauschabstandes um:

$$G_r = \log_{10}(k)$$

Eine Verdoppelung der Integrationszeit ergibt eine Erhöhung des Signal-Rauschabstandes bzw. der Empfindlichkeit um 3 dB. In der Praxis ist eine Verlängerung der Korrelationszeit auf 20ms unproblematisch. Ist der Wert der übertragenen Datenbits bekannt, kann diese Zeit noch weiter erhöht werden. Andernfalls kann mittels nicht-kohärenter Integration die Integrationszeit auf über eine Sekunde erhöht werden, allerdings unter Inkaufnahme eines einmaligen Verlusts von mehreren dB.

Um eine hohe Akquisitions-Empfindlichkeit zu gewährleisten, wird die Anzahl der implementierten Korrelatoren massiv erhöht.

Die Empfindlichkeit der GPS-Empfänger beträgt bei modernen Ausführungen ca. -160 dBm. Da der GPS-Betreiber (DoD, USA) eine Signalstärke von -130dBm garantiert, können GPS-Empfänger noch in Bauten funktionieren, welche das Signal um 30dB abschwächen.

7.9 GPS-Repeater bzw. Reradiation Antenna

Der GPS-Repeater (auch Reradiation-Antenna oder Transceiver genannt) empfängt die GPS-Signale der sichtbaren Satelliten mittels einer im freien aufgestellten Antenne, verstärkt sie und strahlt sie an einen anderen Ort (z.B. im Gebäude) wieder ab. Sie benötigt keinen Antennenanschluss ans GPS-Gerät. Die Empfangsantenne wird im Freien in günstiger Satellitenempfangsposition installiert. Der GPS-Repeater (Bild 137) besteht aus:

- Aussenantenne (Empfangsantenne)
- (Innenantenne) Sendeantenne
- Netzteil
- Verstärker
- Kabel

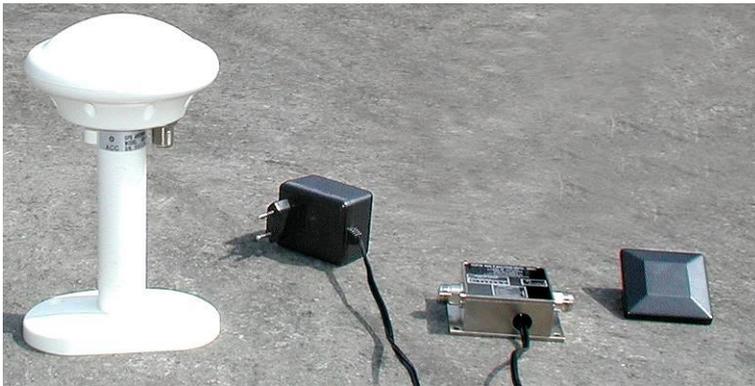


Bild 137: GPS-Repeater (Aussenantenne, Netzteil, Verstärker und Innenantenne)

7.10 Pseudolite für Indooranwendungen

Ein Pseudolite (Kurzform von pseudo-satellite) ist ein bodengebundener Sender, der einen GPS-Satelliten nachahmt. Pseudolite werden gelegentlich zur Unterstützung von Landeanflügen eingesetzt. Für Indooranwendungen wird dieses Verfahren selten benutzt, da die notwendigen Bauteile verhältnismässig teuer sind.

8 Datenformate und Hardwarechnittstellen

Möchten **Sie** . . .

- wissen, was NMEA und RTCM bedeuten?
- wissen, was ein proprietärer Datensatz ist?
- wissen, welcher Datensatz bei allen GPS-Empfängern verfügbar ist?
- wissen was eine aktive Antenne ist?
- wissen ob GPS-Empfänger einen synchronisierten Zeitimpuls besitzen?

Dann sollten **Sie** dieses Kapitel lesen!

8.1 Einleitung

GPS-Empfänger benötigen verschiedene Signale (Bild 138) um funktionieren zu können. Nach erfolgreicher Berechnung und Bestimmung von Position und Zeit werden diese Größen ausgegeben. Damit die Portabilität von verschiedenen Geräte-Typen gewährleistet ist, existieren für den Datenaustausch internationale Normen (NMEA und RTCM) oder es kommen vom Hersteller definierte Formate und Protokolle (proprietär) zum Einsatz.

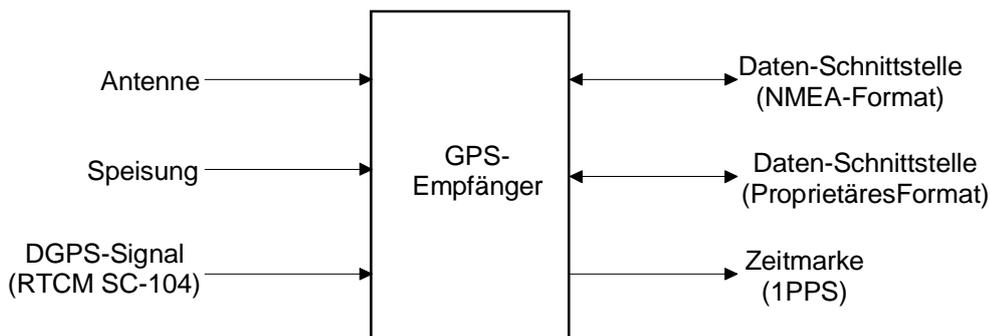


Bild 138: Blockschaltbild eines GPS-Empfängers mit Schnittstellen

8.2 Datenschnittstellen

8.2.1 Die Daten-Schnittstelle NMEA-0183

Um die berechneten GPS-Größen wie Position, Geschwindigkeit, Kurs usw. zu einem Peripheriegerät (z.B. Computer, Bildschirm, Funkgerät) zu übermitteln, verfügen GPS-Module über eine serielle Schnittstelle (TTL- oder RS-232-Pegel). Über diese Schnittstelle werden die wichtigsten Empfängerinformationen nach einem speziellen Datenformat ausgegeben. Zur Gewährleistung eines problemlosen Datenaustauschs wurde das Format von der National-Marine-Electronics-Association (NMEA) normiert. Heutzutage werden die Daten nach der NMEA-0183-Spezifikation übermittelt. NMEA hat für verschiedene Anwendungen z.B. GNSS (Global Navigation Satellite System), GPS, Loran, Omega, Transit und verschiedene Hersteller Datensätze spezifiziert. Zur Übermittlung der GPS-Informationen sind bei GPS-Modulen folgende sieben Datensätze weit verbreitet [lxxx]:

1. GGA (GPS Fix Data, Fixe Daten für das Globale Positionierungs System)
2. GLL (Geographic Position – Latitude/Longitude, Geographische Position – Breite/Länge)
3. GSA (GNSS DOP and Active Satellites, Verminderung der Genauigkeit und aktive Satelliten bei dem Globalen Satelliten Navigations System)
4. GSV (GNSS Satellites in View, Satelliten in Sicht beim Globalen Satelliten Navigations-System)

5. RMC (Recommended Minimum Specific GNSS Data, empfohlener minimaler spezifischer Datensatz für das Globale Satelliten Navigations-System)
6. VTG (Course over Ground and Ground Speed, Horizontaler Kurs und horizontale Geschwindigkeit)
7. ZDA (Time & Date, Zeit und Datum)

8.2.1.1 Aufbau des NMEA-Protokolls

Bei NMEA beträgt die Übertragungsgeschwindigkeit der Daten 4800 Baud und es werden druckbare 8-Bit-ASCII-Zeichen verwendet. Die Übertragung beginnt mit einem Start-Bit (logische Null), es folgen acht Daten-Bits und zum Schluss ist ein Stopp-Bit (logische Eins) eingefügt. Es wird kein Paritätsbit verwendet.

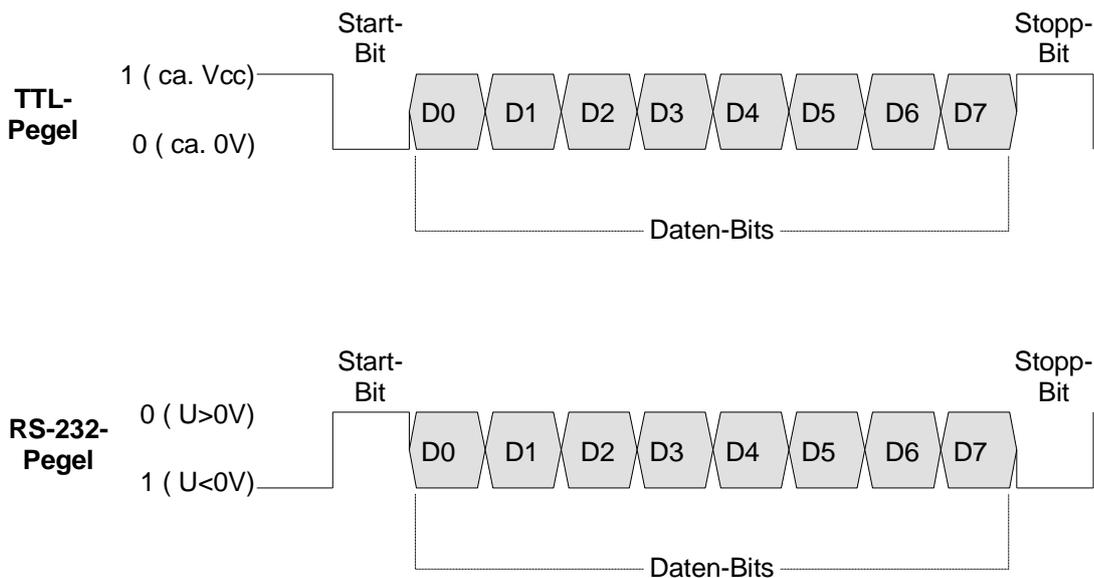


Bild 139: NMEA-Format (TTL- und RS-232-Pegel)

Je nachdem, ob der verwendete GPS-Empfänger über eine TTL- oder RS-232-Schnittstelle verfügt, sind die unterschiedlichen Pegel zu beachten (Bild 139):

- Bei einer TTL-Pegel-Schnittstelle entspricht eine logische Null ca. 0V und eine logische Eins in etwa der Betriebsspannung des Systems (+3,3V ... +5V)
- Bei einer RS-232-Schnittstelle entspricht eine logische Null einer positiven Spannung (+3V ... +15V) und eine logische Eins einer negativen Spannung (-3V ... -15V).

Wird ein GPS-Modul mit einer TTL-Pegel-Schnittstelle an ein Gerät mit einer RS-232-Schnittstelle angeschlossen, muss eine Pegel-Umwandlung stattfinden (siehe 8.3.4).

Bei einigen GPS-Modulen besteht die Möglichkeit, die Baud-Rate zu erhöhen (bis zu 38400 Bits pro Sekunde).

Jeder GPS-Datensatz ist gleichartig aufgebaut und hat folgende Struktur:

```
$GPDTs,Inf_1,Inf_2, Inf_3,Inf_4,Inf_5,Inf_6,Inf_n*CS<CR><LF>
```

In Tabelle 22 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
DTS	Kennzeichnung des Datensatzes (z.B. RMC)
Inf_1 bis Inf_n	Informationen mit der Nummer 1 ... n (z.B. 175.4 für eine Kurs-Angabe)
,	Komma als Begrenzungszeichen für die verschiedenen Informationen
*	Asterisk als Begrenzungszeichen für die Checksumme
CS	Checksumme (Kontrollwort) zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes: Wagen-Rücklauf (carriage return, <CR>) und neue Linie (line feed, <LF>)

Tabelle 22: Beschreibung der einzelnen Blöcke eines NMEA-Datensatzes

Die maximale Anzahl der verwendeten Zeichen darf 79 nicht überschreiten. Zur Ermittlung der Anzahl der verwendeten Zeichen werden das Beginn-Zeichen \$ und die Abschluss-Zeichen <CR><LF> nicht gezählt.

Mittels eines GPS-Receiver wurde folgendes NMEA-Protokoll aufgezeichnet (Tabelle 23):

\$GPRMC,130303.0,A,4717.115,N,00833.912,E,000.03,043.4,200601,01.3,W*7D<CR><LF>
\$GPZDA,130304.2,20,06,2001,,*56<CR><LF>
\$GPGGA,130304.0,4717.115,N,00833.912,E,1,08,0.94,00499,M,047,M,,*59<CR><LF>
\$GPGLL,4717.115,N,00833.912,E,130304.0,A*33<CR><LF>
\$GPVTG,205.5,T,206.8,M,000.04,N,000.08,K*4C<CR><LF>
\$GPGSA,A,3,13,20,11,29,01,25,07,04,,,,,1.63,0.94,1.33*04<CR><LF>
\$GPGSV,2,1,8,13,15,208,36,20,80,358,39,11,52,139,43,29,13,044,36*42<CR><LF>
\$GPGSV,2,2,8,01,52,187,43,25,25,074,39,07,37,286,40,04,09,306,33*44<CR><LF>
\$GPRMC,130304.0,A,4717.115,N,00833.912,E,000.04,205.5,200601,01.3,W*7C<CR><LF>
\$GPZDA,130305.2,20,06,2001,,*57<CR><LF>
\$GPGGA,130305.0,4717.115,N,00833.912,E,1,08,0.94,00499,M,047,M,,*58<CR><LF>
\$GPGLL,4717.115,N,00833.912,E,130305.0,A*32<CR><LF>
\$GPVTG,014.2,T,015.4,M,000.03,N,000.05,K*4F<CR><LF>
\$GPGSA,A,3,13,20,11,29,01,25,07,04,,,,,1.63,0.94,1.33*04<CR><LF>
\$GPGSV,2,1,8,13,15,208,36,20,80,358,39,11,52,139,43,29,13,044,36*42<CR><LF>
\$GPGSV,2,2,8,01,52,187,43,25,25,074,39,07,37,286,40,04,09,306,33*44<CR><LF>

Tabelle 23: Aufzeichnung eines NMEA-Protokolls

8.2.1.2 GGA-Datensatz

Der GGA-Datensatz (GPS Fix Data) beinhaltet Informationen bezüglich Zeit, geographische Länge und Breite, Qualität des Systems, Anzahl der genutzten Satelliten und Höhe.

Beispiel eines GGA-Datensatzes:

```
$GPGGA,130305.0,4717.115,N,00833.912,E,1,08,0.94,00499,M,047,M,,*58<CR><LF>
```

In Tabelle 24 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
GGA	Kennzeichnung des Datensatzes
130305.0	UTC-Zeit der Position: 13h 03min 05.0sec
4717.115	Breite: 47° 17,115 min
N	nördliche Breiterichtung (N=Nord, S= Süd)
00833.912	Länge: 8° 33,912min
E	östliche Längenrichtung (E=Ost, W=West)
1	GPS-Qualitätsangabe (0= kein GPS, 1= GPS, 2=DGPS)
08	Anzahl der zur Berechnung verwendeten Satelliten
0.94	Horizontal Dilution of Precision (HDOP)
00499	Höhenangabe der Antenne (Geoid-Höhe)
M	Einheit der Höhenangabe (M= Meter)
047	Höhendifferenz zwischen Ellipsoid und Geoid
M	Einheit der Höhendifferenz (M= Meter)
„	Alter der DGPS-Daten (hier wurde kein DGPS verwendet)
0000	Identifizierung der DGPS Referenzmessstelle
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
58	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 24: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GGA-Datensatzes

8.2.1.3 GLL-Datensatz

Der GLL-Datensatz (Geographic Position – Latitude / Longitude) beinhaltet Informationen bezüglich geographische Breite und Länge, Zeit und Status.

Beispiel eines GLL-Datensatzes:

```
$GPGLL,4717.115,N,00833.912,E,130305.0,A*32<CR><LF>
```

In Tabelle 25 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
GLL	Kennzeichnung des Datensatzes
4717.115	Breite: 47° 17,115 min
N	nördliche Breiterichtung (N=Nord, S= Süd)
00833.912	Länge: 8° 33,912min
E	östliche Längenrichtung (E=Ost, W=West)
130305.0	UTC-Zeit der Position: 13h 03min 05.0sec
A	Qualität des Datensatzes: A bedeutet gültig (V= ungültig)
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
32	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 25: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GLL-Datensatzes

8.2.1.4 GSA-Datensatz

Der GSA-Datensatz (GNSS DOP and Active Satellites) beinhaltet Informationen bezüglich Messmodus (2D oder 3D), Anzahl der zur Bestimmung der Position verwendeten Satelliten und Genauigkeit der Messungen (DOP: Dilution of Precision).

Beispiel eines GSA-Datensatzes:

```
$GPGSA,A,3,13,20,11,29,01,25,07,04,,,,,1.63,0.94,1.33*04<CR><LF>
```

In Tabelle 26 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
GSA	Kennzeichnung des Datensatzes
A	Berechnungsmodus (A= automatische Wahl zwischen 2D/3D-Modus, M= manuelle Wahl zwischen 2D/3D-Modus)
3	Berechnungsmodus (1= keiner, 2=2D, 3=3D)
13	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
20	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
11	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
29	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
01	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
25	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
07	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
04	ID-Nummer der zur Berechnung der Position verwendeten Satelliten
,,,,	Platzhalter für weitere ID-Nummer (zurzeit aber nicht verwendet)
1.63	PDOP (Position Dilution of Precision)
0.94	HDOP (Horizontal Dilution of Precision,
1.33	VDOP (Vertical Dilution of Precision)
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
04	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 26: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GSA-Datensatzes

8.2.1.5 GSV-Datensatz

Der GSV-Datensatz (GNSS Satellites in View) beinhaltet Informationen bezüglich Anzahl der gesichteten Satelliten, Identifikation, Elevation und Azimut der Satelliten und Signal-Rausch-Abstand der Satellitensignale.

Beispiel eines GSV-Datensatzes :

```
$GPGSV,2,2,8,01,52,187,43,25,25,074,39,07,37,286,40,04,09,306,33*44<CR><LF>
```

In Tabelle 27 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
GSV	Kennzeichnung des Datensatzes
2	Gesamte Anzahl der übermittelten GSV-Datensätze (bis 1 ... 9)
2	Aktuelle Nummer dieses GSV-Datensatzes (1 ... 9)
09	Gesamte Anzahl der gesichteten Satelliten
01	Identifikations-Nummer des ersten Satelliten
52	Elevation (0° 90°)
187	Azimut (0° ... 360°)
43	Signal-Rauschverhältnis in db-Hz (1 ... 99, 0: nicht verfolgt)
25	Identifikations-Nummer des zweiten Satelliten
25	Elevation (0° 90°)
074	Azimut (0° ... 360°)
39	Signal-Rauschverhältnis in dB-Hz (1 ... 99, 0: nicht verfolgt)
07	Identifikations-Nummer des dritten Satelliten
37	Elevation (0° 90°)
286	Azimut (0° ... 360°)
40	Signal-Rauschverhältnis in db-Hz (1 ... 99, 0: nicht verfolgt)
04	Identifikations-Nummer des vierten Satelliten
09	Elevation (0° 90°)
306	Azimut (0° ... 360°)
33	Signal-Rauschverhältnis in db-Hz (1 ... 99, 0: nicht verfolgt)
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
44	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 27: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GSV-Datensatzes

8.2.1.6 RMC-Datensatz

Der RMC-Datensatz (Recommended Minimum Specific GNSS Data) beinhaltet Informationen bezüglich Zeit, geographische Breite, Länge, Status des Systems, Geschwindigkeit, Kurs und Datum. Dieser Datensatz wird von allen GPS-Empfängern übermittelt.

Beispiel eines RMC-Datensatzes:

```
$GPRMC,130304.0,A,4717.115,N,00833.912,E,000.04,205.5,200601,01.3,W*7C<CR><LF>
```

In Tabelle 28 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
RMC	Kennzeichnung des Datensatzes
130304.0	Empfangszeit (Weltzeit UTC): 13h 03 min 04.0 sec
A	Qualität des Datensatzes: A bedeutet gültig (V= ungültig)
4717.115	Breite: 47° 17,115 min
N	nördliche Breiterichtung (N=Nord, S= Süd)
00833.912	Länge: 8° 33.912 min
E	östliche Längenrichtung (E=Ost, W=West)
000.04	Geschwindigkeit: 0,04 Knoten
205.5	Kurs: 205,5°
200601	Datum: 20. Juni 2001
01.3	Eingestellte Deklination: 1,3°
W	Westliche Richtung der Deklination (E = Ost)
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
7C	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 28: Beschreibung der einzelnen Blöcke des RMC-Datensatzes

8.2.1.7 VTG-Datensatz

Der VTG-Datensatz (Course over Ground and Ground Speed) beinhaltet Informationen bezüglich Kurs und Geschwindigkeit.

Beispiel eines VTG-Datensatzes:

```
$GPVTG,014.2,T,015.4,M,000.03,N,000.05,K*4F<CR><LF>
```

In Tabelle 29 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
VTG	Kennzeichnung des Datensatzes
014.2	Kurs 14,2° (T) bezüglich horizontaler Ebene
T	Angabe des Kurses in einem Winkel relativ zur Karte
015.4	Kurs 15,4° (M) bezüglich horizontaler Ebene
M	Angabe des Kurses in einem Winkel relativ zum magnetischen Nordpol
000.03	Horizontale Geschwindigkeit (N)
N	Geschwindigkeitsangabe in Knoten
000.05	Horizontale Geschwindigkeit (Km/h)
K	Geschwindigkeitsangabe in Km/h
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
4F	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 29: Beschreibung der einzelnen Blöcke des VTG-Datensatzes

8.2.1.8 ZDA-Datensatz

Der ZDA-Datensatz (Time and Date), beinhaltet Informationen bezüglich UTC-Zeit, Datum und lokale Zeit.

Beispiel eines ZDA-Datensatzes:

\$GPZDA,130305.2,20,06,2001,,*57<CR><LF>

In Tabelle 30 ist die Funktion der einzelnen Zeichen oder Zeichengruppen erklärt.

Feld	Beschreibung
\$	Beginn des Datensatzes
GP	Informationen stammen von einem GPS-Gerät
ZDA	Kennzeichnung des Datensatzes
130305.2	UTC-Zeit: 13h 03min 05.2sec
20	Tag (00 ... 31)
06	Monat (1 ... 12)
2001	Jahr
	vorgesehen zur Angabe der Lokalzeit (h), hier nicht angegeben
	vorgesehen zur Angabe der Lokalzeit (min), hier nicht angegeben
*	Begrenzungszeichen für die Check-Summe
57	Checksumme zur Kontrolle des gesamten Datensatzes
<CR><LF>	Ende des Datensatzes

Tabelle 30: Beschreibung der einzelnen Blöcke des ZDA-Datensatzes

8.2.1.9 Berechnung der Kontrollsumme

Die Kontrollsumme (Checksum) wird durch eine EXOR-Verknüpfung aller 8 Datenbits (ohne Start- und Stoppbits) von sämtlichen übermittelten Zeichen, inklusiv Begrenzungscommas, ermittelt. Die EXOR-Verknüpfung beginnt nach dem Beginn des Datensatzes (\$-Zeichen) und endet vor dem Begrenzungszeichen für die Check-Summe (Asterisk: *).

Das 8-Bit Resultat wird in je 4 Bit (Nibble) aufgeteilt und jedes Nibble wird in den entsprechenden Hexadezimalwert umgewandelt (0 ... 9, A ... F). Die Checksumme besteht aus den zwei in ASCII-Zeichen umgewandelten Hexadezimalwerten.

Ein kleines Beispiel soll das Prinzip zur Berechnung der Checksumme erläutern:

Folgender NMEA-Datensatz wurde empfangen und die Checksumme (CS) muss auf Richtigkeit überprüft werden.

\$GPRTE,1,1,c,0*07 (07 ist die Checksumme)

Vorgehen:

1. Nur die Zeichen zwischen \$ und * werden zur Analyse beigezogen: GPRTE,1,1,c,0
2. Diese 13 ASCII-Zeichen werden in 8-Bit Werte umgewandelt (siehe Tabelle 31)
3. Jedes einzelne Bit der 13 ASCII-Zeichen wird einem EXOR verknüpft (Hinweis: ist die Anzahl der Einsen ungerade, dann ist der EXOR-Wert Eins)
4. Das Resultat wird in zwei Nibbles aufgeteilt
5. Von jedem Nibble wird der Hexadezimalwert bestimmt
6. Beide Hexadezimalzeichen werden zur Bildung der Checksumme als ASCII-Zeichen gesendet

Zeichen	ASCII (8-Bit-Wert)							
G	0	1	0	0	0	1	1	1
P	0	1	0	1	0	0	0	0
R	0	1	0	1	0	0	1	0
T	0	1	0	1	0	1	0	0
E	0	1	0	0	0	1	0	1
,	0	0	1	0	1	1	0	0
1	0	0	1	1	0	0	0	1
,	0	0	1	0	1	1	0	0
1	0	0	1	1	0	0	0	1
,	0	0	1	0	1	1	0	0
C	0	1	1	0	0	0	1	1
,	0	0	1	0	1	1	0	0
0	0	0	1	1	0	0	0	0
EXOR-Wert	0	0	0	0	0	1	1	1
Nibble	0000				0111			
Hexadezimalwert	0				7			
ASCII-Zeichen von CS (entspricht der Vorgabe!)	0				7			

Richtung
des
Vorgehens



Tabelle 31: Ermittlung der Checksumme bei NMEA-Datensätzen

8.2.2 Konvertierung von NMEA zu KML

8.2.2.1 Einleitung zu Google Earth und KML

Navigations-Daten (z. B. eine Strecke), die in Form einer NMEA-Datei vorliegen, können im Google Earth [lxxxix] angezeigt werden (Bild 140).

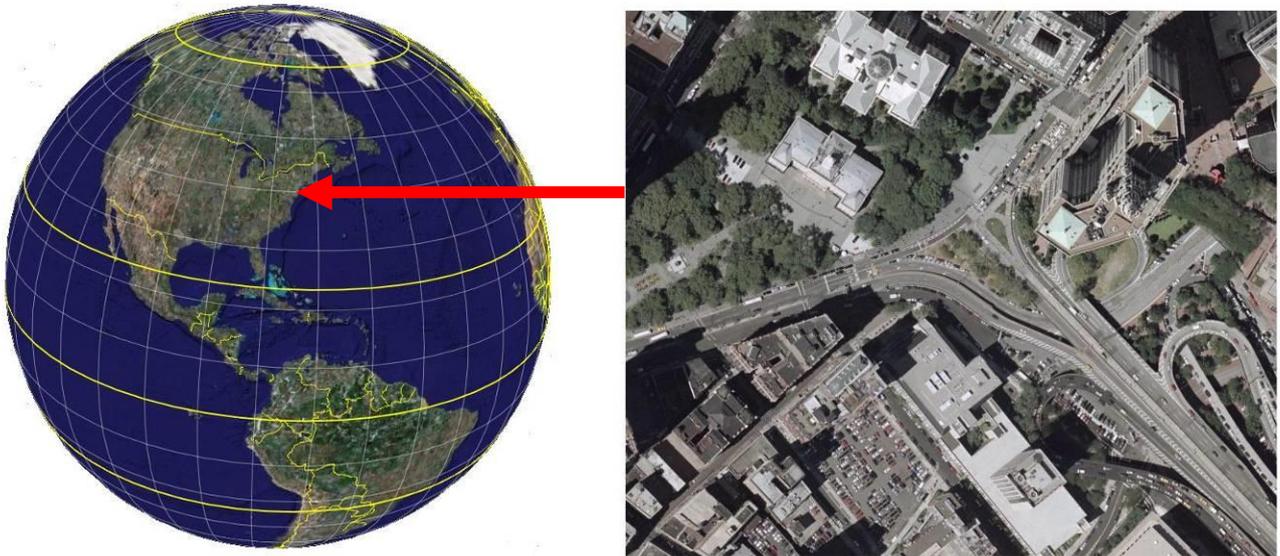


Bild 140: Google Earth mit Detailansicht

Die NMEA-Datei muss dazu in das für Google Earth gängige Format KML umgewandelt werden. KML (Keyhole Markup Language) oder Keyhole-Auszeichnungssprache ist eine XML-Syntax und ein Dateiformat zum Modellieren und Speichern geografischer Elemente wie z. B. Punkte, Linien, Bilder, Polygone und Modelle zur Anzeige in Google Earth und Google Maps [lxxxix]. Eine KML-Datei wird von Google Earth und Google Maps auf ähnliche Weise verarbeitet wie HTML- und XML-Dateien. Wie HTML besitzt auch KML eine Tag-basierte Struktur mit Namen und Attributen für spezielle Darstellungen. Google Earth kennt weiter noch das Format KMZ. Dies ist eine ZIP-komprimierte KML-Datei. Eine KMZ-Datei kann nicht ohne weiteres editiert werden, da sie in komprimierter Form vorliegt. Um eine KMZ-Datei zu ändern, muss sie zuerst entpackt (Aufhebung der Komprimierung), mit einem XML- oder Text-Editor geändert und anschließend wieder gepackt (komprimiert) werden. Weitere Information zum KML- und KMZ-Format finden Sie unter der KML-Dokumentation von Google Earth [lxxxix].

8.2.2.2 Prinzip der Konvertierung von NMEA zu KML

Um das Prinzip zu veranschaulichen, wurde ein Pfad (abgelaufene Strecke die in einer NMEA-Datei abgespeichert wurde) in einer KML-Datei konvertiert. Um das Beispiel übersichtlich zu halten, wurde die Strecke auf drei Messpunkte reduziert.

Zur Konvertierung in das KML-Format genügen die NMEA-Datensätze GGA. Im Gegensatz zum RMC-Datensatz ist hier eine Angabe zur Höhe zu finden. Folgende gemessene Strecke (abgelegt in einer NMEA-Datei und reduziert auf die GGA-Datensätze) soll in Google Earth angezeigt werden:

```
$GPGGA,064041.000,4650.9180,N,00931.8641,E,1,05,2.7,614.7,M,48.0,M,,0000*54
$GPGGA,064046.000,4650.9246,N,00931.8641,E,1,05,2.7,617.8,M,48.0,M,,0000*56
$GPGGA,064051.000,4650.9317,N,00931.8604,E,1,05,2.7,613.8,M,48.0,M,,0000*50
```

Die gewählte Strecke, angezeigt mit den Werkzeugen von u-Center (Bild 141):

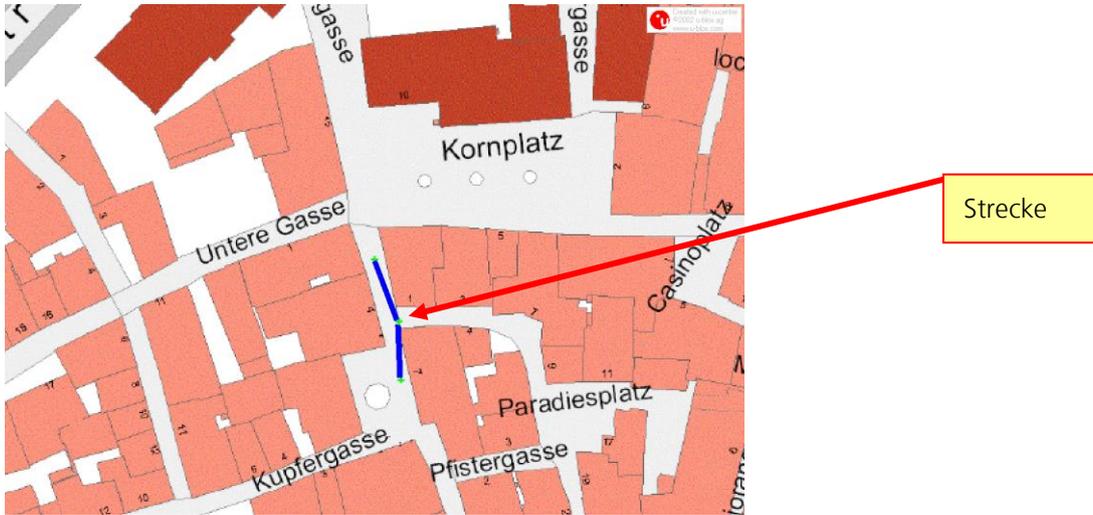


Bild 141: Track, bestehend aus drei Messungen, angezeigt mit u-Center

Länge und Breite müssen in WGS-84 (Dezimalform) umgerechnet werden.

Beispiel für den ersten Datensatz.

Die Längenangabe 4650.9180 N steht gemäss Beschreibung des GGA-Datensatzes für $46^{\circ} 50.9180'$. Dieser Wert muss in Dezimalform umgerechnet werden: $46^{\circ} 50.9180' = (46 + 50.9180/60)^{\circ} = 46.848633^{\circ}$

Die Breitenangabe 00931.8641 E steht für $9^{\circ} 31.8641'$ und muss ebenfalls in Dezimalform umgerechnet werden: $009^{\circ} 31.8641' = (9 + 31.8641/60)^{\circ} = 9.5310683^{\circ}$

Die Höhenangabe kann direkt aus dem GGA-Datensatz übernommen werden: 614.7m

Zu den Vorzeichen der Längen- und Breitenangaben (siehe Bild 142):

Längenangaben (Longitude) im Bereich von 0° bis 180° E erhalten ein positives Vorzeichen,

Längenangaben im Bereich von 0° bis 180° W erhalten ein negatives Vorzeichen.

Breitenangaben (Latitude) im Bereich von 0° bis 90° N erhalten ein positives Vorzeichen und Breitenangaben im Bereich von 0° bis 90° S erhalten ein negatives Vorzeichen.

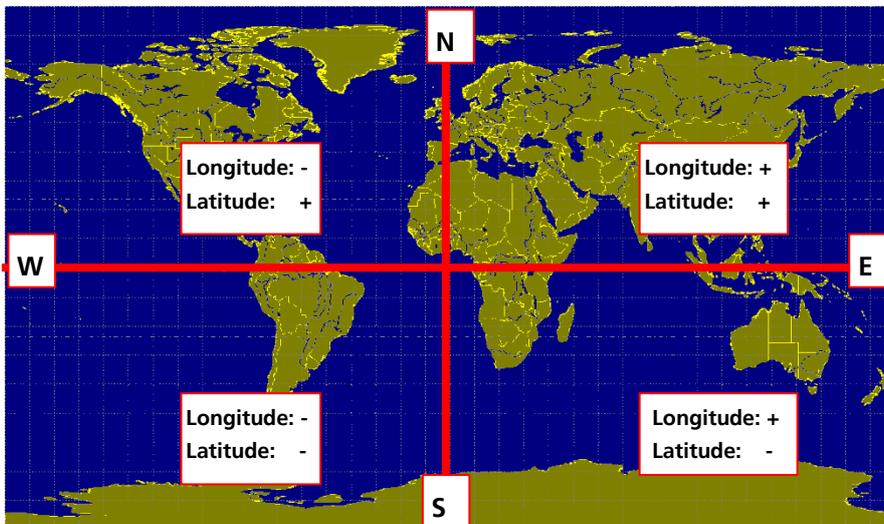


Bild 142: Definition der Vorzeichen für Längen- und Breitenangaben

Die umgerechneten Grössen können in der KML-Datei (3_point_Chur.kml) eingefügt werden (Bild 143).
Wird die Datei 3_point_Chur.kml angeklickt zeigt Google Earth folgende Ansicht (Bild 144):

```
<?xml version=" 1.0" encoding=" UTF-8" ?>
<kml xmlns=" http://earth.google.com/kml/2.2 ">
<Document>
  <name>3_point_Chur.kml</name>
  <StyleMap id=" my_Style ">
    <Pair>
      <key>normal</key>
      <styleUrl>#my_Style_id</styleUrl>
    </Pair>
  </StyleMap>
  <Style id=" my_Style_id ">
    <LineStyle>
      <color>ff00ffff</color>
      <width>10</width>
    </LineStyle>
  </Style>
  <Placemark>
    <name>3_point_Chur</name>
    <styleUrl>#my_Style</styleUrl>
    <LineString>
      <coordinates>
        9.5310683,46.848633,614.7
        9.5310684,46.848742,617.8
        9.5310073,46.848861,613.8
      </coordinates>
    </LineString>
  </Placemark>
</Document>
</kml>
```

Bild 143: KML-Datei (3_point_Chur_kml) des Tracks



Strecke

Bild 144: KML-Datei, angezeigt von Google Earth

Auf dem Netz finden sich verschiedene Werkzeuge (online und offline), mit denen NMEA-Dateien automatisch in das KML (bzw. KMZ) Format umgewandelt werden können [Ixxxiv, Ixxxv, Ixxxvi, Ixxxvii].

Bild 145 zeigt die Oberfläche eines Konvertierungs-Tools und Bild 146 das Resultat.

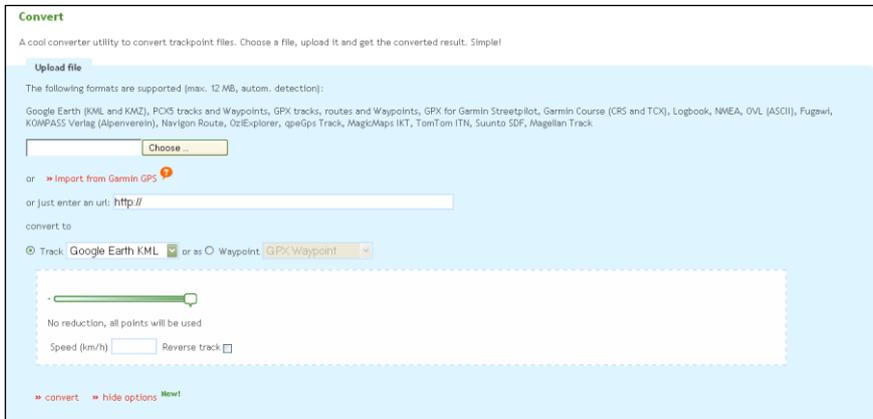


Bild 145: Mit GPSies können NMEA-Formate in das KML-Format umgewandelt werden

```

<kml>
  <Document>
    <name>Nmea_gpgga_skript_3_punkte</name>
    <description>Generated by GPSies.com http://www.gpsies.com/</description>
    <Style id="gpsiesStyle">
      <LineStyle>
        <colorMode>random</colorMode>
        <width>5</width>
      </LineStyle>
    </Style>
    <Folder>
      <Placemark>
        <name>Nmea_gpgga_skript_3_punkte (1)</name>
        <description>Generated by GPSies.com http://www.gpsies.com/</description>
        <visibility>1</visibility>
        <open>1</open>
        <styleUrl>#gpsiesStyle</styleUrl>
        <LineString>
          <extrude>1</extrude>
          <tessellate>1</tessellate>
          <altitudeMode>clampedToGround</altitudeMode>
          <coordinates> 9.531068333,46.84863333,48.000000
            9.531068333,46.84874333,48.000000
            9.531006666,46.84886166,48.000000 </coordinates>
        </LineString>
      </Placemark>
    </Folder>
  </Document>
</kml>

```

Bild 146: Von GPSies in das KML-Format umgewandelte NMEA-Datei

8.2.3 Die DGPS-Korrekturdaten (RTCM SC-104)

Das RTCM SC-104 Standard wird verwendet um die Korrekturwerte zu übertragen. RTCM SC-104 steht für „Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee 104“ und ist heute der weltweit anerkannte Industriestandard. [Ixxxviii]. Die RTCM Recommended Standards for Differential NAVSTAR GPS Service gibt es in fünf Versionen [Ixxxix]

- RTCM Recommended Standards for Differential Navstar GPS Service, **Version 2.0** (Code Korrektur für DGPS)
- RTCM Recommended Standards for Differential Navstar GPS Service, **Version 2.1** (zusätzlich zur Version 2.0 Code- und Phase-Korrekturen für die Echtzeitnavigation, Real Time Kinematik RTK)
- RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, **Version 2.2** (Zusätzlich zur Version 2.1 Korrektursignale zu Glonass)
- RTCM 10402.3 RTCM Recommended Standards for Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Service, **Version 2.3** (zusätzlich zu Version 2.2 Informationen zu Referenzantennen)
- RTCM 10403.1, Differential GNSS (Global Navigation Satellite Systems) Services, **Version 3** (zusätzlich zur Version 2.3 geeignet für Netzwerk RTK und weitere Navigationssysteme). Das Format der Version 3 ist nicht kompatibel zum Format der Versionen 2.x.

Jede Version ist eine Weiterentwicklung der früheren Version und unterscheidet sich vor allem durch zusätzliche Informationen. Alle Versionen 2.x haben die Aufteilung in 63 Nachrichtentypen gemeinsam, wobei die Nachrichtentypen 1, 2, 3 und 9 vor allem für Korrekturen, welche auf Code-Messungen beruhen, eingesetzt werden.

8.2.3.1 RTCM-Nachrichtenkopf bei Version 2.3

Jeder Nachrichtentyp ist in Wörter von 30 Bits eingeteilt und beginnt jeweils mit einem einheitlichen Kopf von zwei Wörtern (Word 1 und Word 2). Aus den Informationen im Kopf ist ersichtlich, welcher Nachrichtentyp folgt) [XC] und welche Referenzstation die Korrekturdaten ermittelt hat (Bild 147).

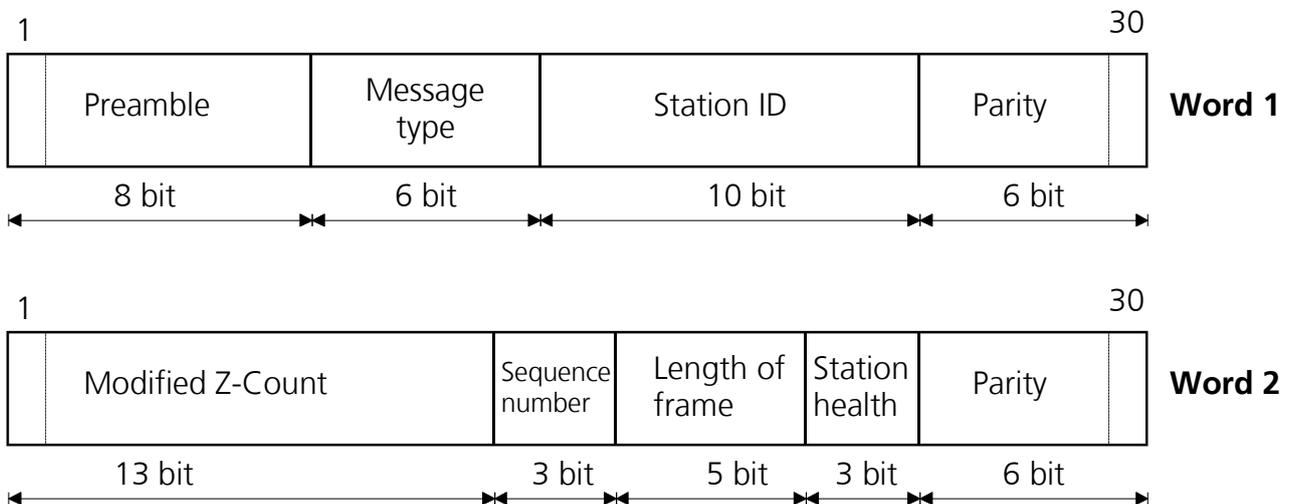


Bild 147: Aufbau des RTCM-Nachrichtenkopfes

Inhalt	Name	Beschreibung
Preamble	Preamble	Präambel
Message type:	Message type	Nachrichtentyp-Identifikation
Station ID	Reference station ID No.	Referenzstation Identifikation
Parity	Error correction code	Parität
Modified-Z-Count	Modified Z-count	Modifizierter Z-Count, inkrementierter Zeitzähler
Sequence number.	Frame sequence No.	Sequenz-Nummer
Length of Frame	Frame length	Rahmenlänge
Station health	Reference station health	Technischer Zustand der Referenzstation

Tabelle 32: Inhalt des RTCM-Nachrichtenkopfes

Nach dem Kopf (Header) folgt jeweils der für den Nachrichtentyp spezifischen Dateninhalt (Word 3 ... Word n).

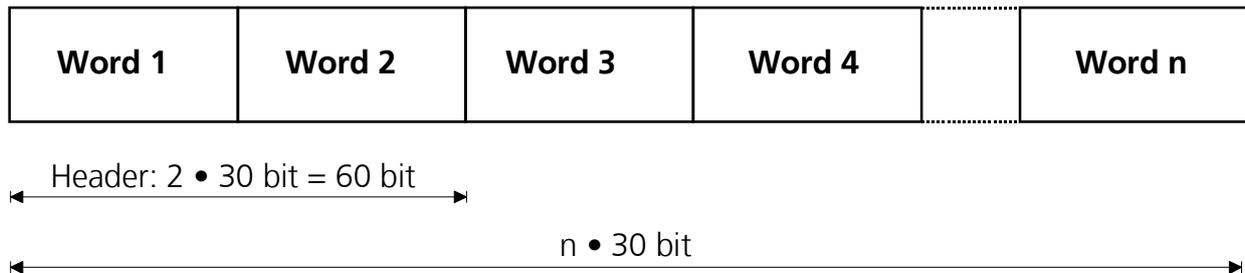


Bild 148: Gesamtrahmen bei RTCM SC-104 bei Version 2.x

8.2.3.2 RTCM-Nachrichtentyp 1 bei Version 2.3

Der Nachrichtentyp 1 übermittelt die Pseudorange-Korrekturdaten (PSR-Korrekturdaten, Distanzkorrektur) für alle von der Referenzstation sichtbaren GPS-Satelliten, basierend auf den aktuellsten Bahndaten (Ephemeriden). Im Weiteren beinhaltet Typ 1 die zeitliche Änderung der Korrekturdaten (Bild 149, Auszug aus [Xci], gezeigt sind nur WORD 3 bis WORD 6).

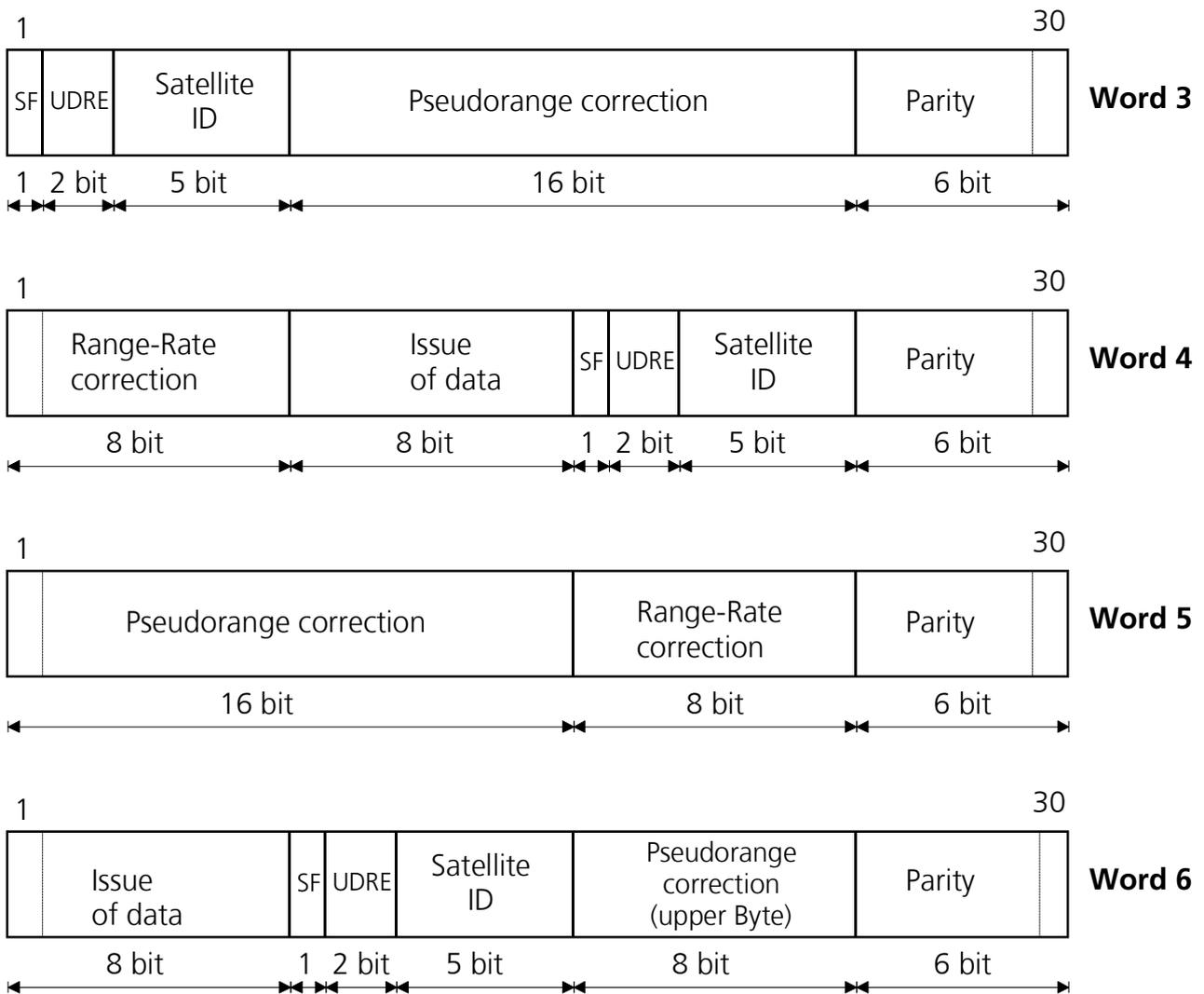


Bild 149: Aufbau des RTCM-Nachrichtentyps 1

Inhalt	Name	Beschreibung
SF (Scale Factor)	Pseudorange correction value scale factor	PSR-Skalierungsfaktor
UDRE	User differential range error index	Nutzer Differential-Entfernungsfehler
Satellite ID	Satellite ID No.	Satellitenidentifikation
Pseudorange correction	Pseudorange correction value	Effektive Distanzkorrektur
Range-Rate Correction	Pseudorange rate-of-change correction value	zeitliche Änderung der Korrekturdaten
Issue of data	Data issue No.	Ausgabe der Daten
Parity	Error correction code	Prüfbits

Tabelle 33: Inhalt des RTCM-Nachrichtentyps 1

8.2.3.3 RTCM-Nachrichtentyp 2 bis 9 bei Version 2.3

Die Nachrichtentypen 2 bis 9 unterscheiden sich vor allem bezüglich des Informationsinhalts:

- Der **Nachrichtentyp 2** übermittelt Delta-PSR-Korrekturdaten, basierend auf älteren Bahndaten. Diese Information wird benötigt, wenn der GPS-Anwender seine Satellitenbahndaten noch nicht aktualisieren konnte. Im Typ 2 wird die Differenz zwischen den auf der alten und neuen Ephemeriden beruhenden Korrekturwerten übermittelt.
- Der **Nachrichtentyp 3** übermittelt die dreidimensionalen Koordinaten der Referenzstation.
- Der **Nachrichtentyp 9**: vermittelt die gleiche Information wie Nachrichtentyp 1, jedoch nur für eine beschränkte Anzahl (max. 3) von Satelliten. Übermittelt werden nur die Daten derjenigen Satelliten, bei welchen sich die Korrekturwerte rasch ändern.

Damit eine merkliche Genauigkeitssteigerung mittels DGPS eintritt, sollten die übermittelten Korrekturdaten nicht älter als ca. 10 bis 60 Sekunden sein (je nach Betreiber des Dienstes werden unterschiedliche Angaben gemacht, der exakte Wert hängt auch von der gewünschten Genauigkeit ab, siehe auch [xcii]). Mit zunehmendem Abstand zwischen Referenz- und Anwenderstation sinkt die Genauigkeit. Aus Versuchsmessungen, bei welchen die Korrektursignale des deutschen LW-Senders Mainflingen (siehe Abschnitt A.2) verwendet wurden, betrug der Fehler in einem Umkreis von 250 km 0,5 – 1,5 m und in einem Umkreis von 600 km 1 - 3 m [xciii].

In Tabelle 34 finden Sie eine Zusammenstellung aller Nachrichtentypen von RTCM SC-104, Version 2.3.

RTCM Message Type	Description
1	Differential GPS corrections
2	Delta Differential GPS corrections
3	GPS reference station parameters
4	Reference station Datum
5	GPS constellation health
6	GPS null frame
7	DGPS beacon almanac
8	Pseudolite almanac
9	GPS partial correction set
10	P-Code-differential corrections
11	C/A-Code, L1, L2 delta corrections
12	Pseudolite station parameter
13	Ground transmitter parameter
14	GPS time of week
15	Ionospheric delay message
16	GPS special message
17	GPS ephemerides
18	RTK uncorrected carrier phases
19	RTK uncorrected pseudorange

RTCM Message Type	Description
20	RTK carrier phase corrections
21	RTK pseudorange corrections for high accuracy
22	Extended reference station parameters
23	Antenna type definition
24	Reference Station: antenna reference point (ARP)
25, 26	Undefined
27	Extended DGPS radiobeacon almanac
28...30	Undefined
31	Differential GLONASS corrections
32	Differential GLONASS reference station
33	GLONASS constellation health
34	GLONASS partial differential correction set
35	GLONASS radiobeacon almanac
36	GLONASS special message
37	GNSS System Time Offset
38..58	Undefined
59	Proprietary messages
60..63	Multipurpose messages

Tabelle 34: RTCM SC-104 Version 2.3 Nachrichtentypen

8.2.4 Proprietäre Datenschnittstellen

Die meisten Hersteller bieten für ihre GPS-Empfänger proprietäre Datenschnittstellen an. Gegenüber dem NMEA-Standard bieten proprietäre Datenschnittstellen folgende Vorteile:

- Ausgabe eines erweiterten Datenumfangs, z.B. Informationen, welche nicht vom NMEA-Protokoll unterstützt werden.
- Höhere Datendichte: Die meisten proprietären Protokolle verwenden binäre Datenformate, womit numerische und Boolesche Informationen verdichtet übertragen werden können. Datenintensive Meldungen, z.B. die Ephemeriden eines Satelliten, können in einer Meldung untergebracht werden. Mit einer höheren Datendichte können höhere Ausgabeintervalle bei gleichbleibender Datenübertragungsgeschwindigkeit gefahren werden.
- Umfangreiche Konfigurationsmöglichkeiten des GPS-Empfängers
- Optimale Anbindung an herstellereigene Evaluations- und Visualisierungswerkzeuge ermöglicht präzise Analyse des Empfangsverhaltens.
- Ermöglicht Downloads von aktuellen Versionen der herstellereigene GPS-Firmware. Diese Funktion wird nur in GPS-Empfängern mit geeignetem Flash-Speicher unterstützt.
- Aus Sicht der GPS-Hersteller eine bessere Verteilung der GPS-Information auf verschiedene Datensätze mit dem Ziel, Redundanz und Übertragung von nicht für die Anwendung erforderlichen Daten zu vermeiden.
- Sehr gute Integritätssicherung durch Checksummen

- Minimaler Aufwand vom Host-Rechner, die empfangenen Daten zu lesen und zu übernehmen. Das Umwandeln von numerischen Daten im ASCII-Format in ein internes Binärformat entfällt.

Es wird zwischen drei Arten von proprietären Datenschnittstellen unterschieden:

- Zusätzliche NMEA-Datensätze: Die Informationen werden im NMEA-üblichen Datenformat (textbasiert, Trennung der Daten mit Kommas, etc.) codiert. Jedoch folgt unmittelbar nach dem Anfangssymbol (Dollar-Zeichen) eine herstellerspezifische Adressangabe. Viele GPS-Hersteller nutzen die zusätzlichen Meldungen um weitere häufig verwendete Informationen auszugeben. Das NMEA-Format eignet sich jedoch nicht für effiziente Ausgabe von umfangreichen Informationen, weil Datendichte nicht zufriedenstellend ist und der Umwandlungsaufwand von binären Daten ins Textformat zu aufwändig ist.
- Binäres Format (z.B. u-blox UBX, SiRF® binary protocol, TSIP von Trimble).
- Textbasiertes Format (z.B. TAIP von Trimble).

8.2.4.1 Beispiel: UBX-Protokoll für ANTARIS® GPS-Empfänger von u-blox

Die ANTARIS® GPS-Empfänger von u-blox unterstützen neben NMEA und RTCM das binäre UBX-Protokoll. Ähnlich wie beim NMEA-Format wird ein Rahmenformat wie folgt vorgegeben:

Symbol	SYNC CHAR 1, 2	CLASS	ID	LENGTH	PAYLOAD	CHECKSUM
Erklärung	Synchronis. Zeichen	Message- Klasse	Message- Identifikation	Länge des Datenblocks	Strukturierter Dateninhalt	Prüfsumme
Länge (Bytes)	2	1	1	2	LENGTH	2

Abdeckungsbereich der Prüfsumme

Bild 150: Aufbau der UBX-Datensätze

Jeder Datensatz beginnt mit zwei konstanten Synchronisations-Zeichen (Hexadezimalwerte: immer B5, 62). Diese Zeichen dienen zur Erkennung des Anfangs eines neuen Datensatzes. Die zwei folgenden Felder, CLASS und ID, identifizieren den Datensatz-Typ. Diese zweistufige Identifikation erlaubt eine saubere Strukturierung der verschiedenen Datensätze nach Klassen. Die Übersicht bleibt auch nach dem Hinzufügen neuer Datensätze erhalten. Für die Dokumentation werden leicht verständliche symbolische Begriffe wie "NAV-POSLLH" (CLASS 01, ID 02) verwendet. Anschliessend folgen Längenangabe und der eigentliche Dateninhalt. Für den Dateninhalt schreibt u-blox bestimmte Datentypen vor. Schliesslich endet jeder Datensatz mit einer 2-Byte Prüfsumme. Ein Datensatz ist nur dann gültig, wenn die richtigen Synchronisations-Zeichen vorhanden sind und die berechnete und die vorgegebene Prüfsumme übereinstimmen.

Message-Klasse	Beschreibung	Inhalte (Auszug)
NAV (01)	Navigationsinformationen	Position, Geschwindigkeit, Zeit, DGPS und SBAS Informationen
RXM (02)	Receiver Management: Erweiterte GPS-Empfangsdaten	GPS-Rohdaten, z.B. Pseudoranges, Ephemeriden, Almanach, Satelliten-Status
CFG (06)	Konfigurationsmeldungen (Konfigurieren und Abfragen)	Serielle Schnittstellen, Ausgabeintervalle, Empfangs- und Navigationsparameter, Energiesparmodi
ACK (05)	Empfangsbestätigung von Konfigurations-Meldungen	Akzeptiert oder verworfen
MON (0A)	Betriebszustand des GPS-Empfängers	CPU-Auslastung, Zustand des Betriebssystems, Nutzung der System-Ressourcen, Antennenüberwachung
AID (0B)	Einspeisung von Hilfsinformation um Aufstarten zu beschleunigen	Ephemeriden, Almanach, Kaltstart, letzte Position, Uhrzeit, Zustand der Satelliten
INF (04)	Ausgabe von textbasierten Informations-Meldungen	
TIM (0D)	Konfiguration Zeitpuls und Zeitmessung von Eingangssignalen	
UPD (09)	Download neuer Software	
USR (4*)	Benutzerspezifische Meldungen	

Tabelle 35: Message-Klassen (Hexadezimal-Werte in Klammern)

Mit Hilfe kundenspezifischer Software können zusätzliche Datensätze zu bestehenden Protokollen oder zusätzliche anwenderspezifische Protokolle integriert werden. Zudem unterstützt ANTARIS® mehrere Protokolle auf einer gleichen Schnittstelle, z.B. verschachtelte NMEA und UBX-Datensätze in beiden Richtungen, sodass die Vorteile mehrerer Protokolle genutzt werden können.

8.3 Hardwareschnittstellen

8.3.1 Antenne

GNSS-Satelliten senden Signale aus, die auf polarisierten Wellen basieren. Durch den Begriff der Polarisation wird die Schwingungsrichtung einer Feldgröße beschrieben. Drehen sich in Ausbreitungsrichtung die elektrischen bzw. magnetischen Feldvektoren im Uhrzeigersinn, spricht man von einer rechtsgerichteten zirkularpolarisierten Welle (RHCP: right-hand circularly polarized). Bei zirkularer Polarisation ist keine Ausrichtung der Antennen erforderlich.

GNSS-Module können entweder mit passiven oder aktiven Antennen betrieben werden. Aktive Antennen, d.h. mit eingebautem Vorverstärker (LNA: Low Noise Amplifier, rauscharmer Verstärker), werden vom GNSS-Modul gespeist. Die Speisung erfolgt dann über die HF-Signal-Leitung. Für mobile Navigationszwecke werden kombinierte Antennen (z.B. GSM/FM und GPS) angeboten.

Auf dem Markt sind verschiedene Ausführungen von Antennen erhältlich:

- Patch-Antennen
- Helix-Antennen
- Chip-Antennen

Patch-Antennen sind flach, bestehen in der Regel aus einem keramischen und metallisierten Körper und sind auf einer metallischen Grundplatte angebracht. Um eine genügend hohe Selektivität zu gewährleisten, muss das Verhältnis Grund- zu Patchfläche abgestimmt sein. Oft sind Patch-Antennen zusammen mit einem rauscharmen Verstärker in einem Gehäuse vergossen (Bild 151 links zeigt eine passive Patch-Antenne und rechts eine Patch-

Antenne kombiniert mit LNA und Kunststoffgehäuse [xciv]). Patch-Antennen sind besonders geeignet für Anwendungen bei denen eine flache Montage notwendig ist.

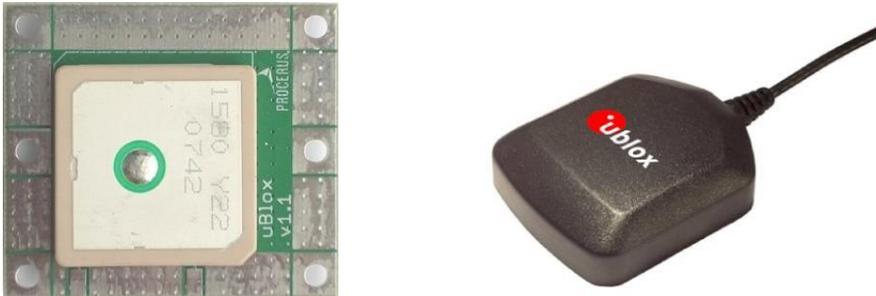


Bild 151: passive offene (links) und aktive vergossene Patch-Antenne

Helix-Antennen (auch Helical-Antennen) sind zylinderförmig (Bild 152, [xcv]) und haben einen wendelförmigen aufgewickelten oder aufgedampften Draht auf dem Keramikkörper. Sie haben eine ausgeprägtere Wirkrichtung als Patch-Antennen.



Bild 152: Passive (links) und aktive Helix-Antenne

Chip-Antennen sind besonders klein und können direkt auf einer Leiterplatte eingebaut werden (Bild 153, [xcvi]). In der Regel sind die HF-Eigenschaften einer Chip-Antenne ungünstiger als Patch- oder Helix-Antennen und eignen sich für den Massen- und Low Cost-Markt.



Bild 153: Chip-Antenne

8.3.2 Speisung

GPS-Module müssen von einer externen Spannungsquelle von 3,3V bis 6 Volt gespeist werden. Recht unterschiedlich ist der jeweilige Stromverbrauch.

8.3.3 Zeitimpuls: 1PPS

Die meisten GPS-Module generieren alle Sekunden einen zur Weltzeit UTC synchronisierten Zeitimpuls, genannt 1 PPS (1 Pulse per Second). Dieses Signal hat meistens einen TTL-Pegel (Bild 154).

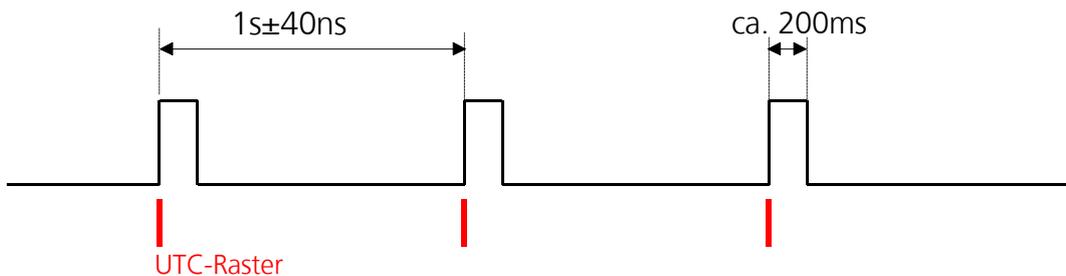


Bild 154: 1PPS-Signal

Der Zeitimpuls kann zur Synchronisierung von Kommunikations-Netzen (Precision Timing) verwendet werden. Die Zeit spielt für die Positionsbestimmung mittels GPS eine grundlegende Rolle (siehe Abschnitt 3.5).

8.3.4 Umwandlung TTL- zu RS-232- Pegel

8.3.4.1 Grundlagen der seriellen Kommunikation

Die RS-232 Schnittstelle dient hauptsächlich

- zur Kopplung von Computern untereinander (meist bidirektional)
- zur Ansteuerung von seriellen Druckern
- zur Verbindung von PCs und externen Geräten, wie z.B. GSM-Modems, GPS-Empfängern, etc.

Die seriellen Schnittstellen in PCs sind für eine asynchrone Übertragung ausgelegt. Sender und Empfänger müssen sich dann an ein übereinstimmendes Übertragungsprotokoll halten, d.h. an Vereinbarungen über die Art und Weise des Datentransfers. Beide Partner müssen mit der gleichen Konfiguration der Schnittstelle arbeiten, das betrifft z.B. die Übertragungsgeschwindigkeit, die in Baud gemessen wird. Die Baudrate ist die Anzahl der zu übertragenden Bits pro Sekunde. Typische Werte für die Baudrate sind 110, 150, 300, 600, 1200, 2400, 4800, 9600, 19200 und 38400 Baud, d.h. Bits pro Sekunde. Im Übertragungsprotokoll werden solche Parameter festgelegt. Weiter muss eine Vereinbarung darüber getroffen werden, welche Prüfungen der Sende- und Empfangsbereitschaft auf beiden Seiten stattfinden sollen.

Bei der Übertragung werden 7 bis 8 Datenbits zur Übertragung des ASCII-Codes zu einem Datenwort zusammengefasst. Die Länge eines Datenwortes wird im Übertragungsprotokoll festgelegt.

Den Beginn eines Datenwortes kennzeichnet ein Startbit. An das Ende jedes Datenwortes werden 1 oder 2 Stoppbits angehängt.

Mittels eines Paritätsbits kann eine Prüfung vorgenommen werden. Bei gerader Parität wird das Paritätsbit so gewählt, dass die Gesamtzahl der übertragenen »1-Bits« des Datenwortes gerade ist (bei ungerader Parität ungerade Anzahl). Die Paritätsprüfung ist wichtig, weil Störungen in den Verbindungen Übertragungsfehler hervorrufen können. Wenn nur ein Bit eines Datenwortes dabei verändert wird, kann der Fehler mit dem Paritätsbit festgestellt werden.

8.3.4.2 Pegelfestlegung und deren logische Zuordnung

Die Daten werden in invertierter Logik auf die Leitungen TxD und RxD übertragen. T steht für Transmitter (Sender) und R steht für Receiver (Empfänger).

Die Pegel betragen nach Norm:

- Logische 0 = positive Spannung, Sendebetrieb: +5..+15V, Empfangsbetrieb: +3..+15V
- Logische 1 = negative Spannung, Sendebetrieb: -5..-15V, Empfangsbetrieb -3..-15V

Der Unterschied zwischen den zulässigen Minimalspannungen bei Ausgang und Eingang bewirkt, dass Leitungsstörungen die Funktion der Schnittstelle nicht beeinflussen, solange die Störampplitude kleiner als 2V ist.

Die Umsetzung der TTL-Pegel der Schnittstellencontroller (UART, universal asynchronous receiver/transmitter) in die erforderlichen RS-232-Pegel und umgekehrt nehmen Pegelumsetzer (z.B. MAX3221 und noch viele weitere) vor. Das folgende Bild (Bild 155) veranschaulicht den Unterschied zwischen TTL- und RS-232-Pegel. Ersichtlich ist die Invertierung der Pegel.

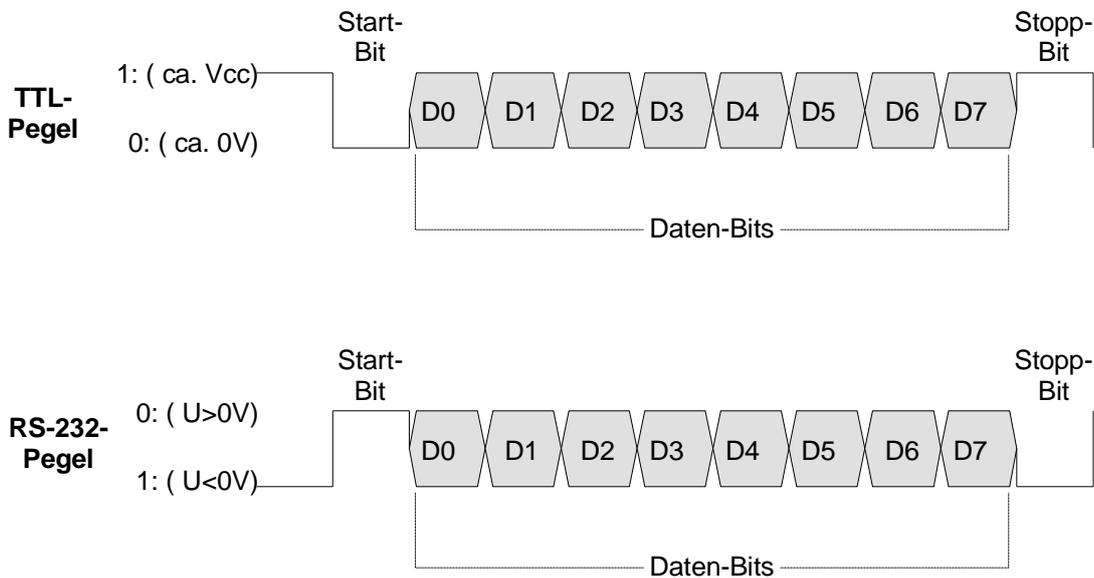


Bild 155: Unterschied zwischen TTL- und RS-232-Pegel

8.3.4.3 Umwandlung TTL- zu RS-232-Pegel

Viele GPS-Empfänger bzw. GPS-Module stellen die seriellen NMEA- bzw. proprietären Daten nur mit TTL-Pegel (ca. 0V oder ca. Vcc = +3,3V oder +5V) zur Verfügung. Sollen diese Daten dann z.B. mit einem PC direkt ausgewertet werden, ist das nicht immer möglich. Der Eingang des PCs erfordert Pegelwerte nach RS-232.

Zur Realisierung der erforderlichen Pegelanpassung muss eine Schaltung zur Pegelumsetzung eingesetzt werden. Aus diesem Grund hat die Industrie integrierte Schaltungen entwickelt, die speziell der Umsetzung zwischen den beiden genannten Pegelbereichen dienen, eine Signalinvertierung vornehmen und die erforderliche Erzeugung der negativen Versorgungsspannung beinhalten (mittels eingebauter Ladungspumpen).

Auf dem folgenden Schaltbild (Bild 156) ist ein kompletter bidirektionaler Pegelwandler unter Verwendung eines "MAX3221 der Firma Maxim" dargestellt [xcvii]. Die Schaltung arbeitet mit einer Betriebsspannung von 3V ... 5V und ist gegen Spannungsspitzen (ESD) von ±15kV geschützt. Die Kapazitäten C1 ... C4 dienen zur internen Spannungserhöhung bzw. Spannungsinvertierung.

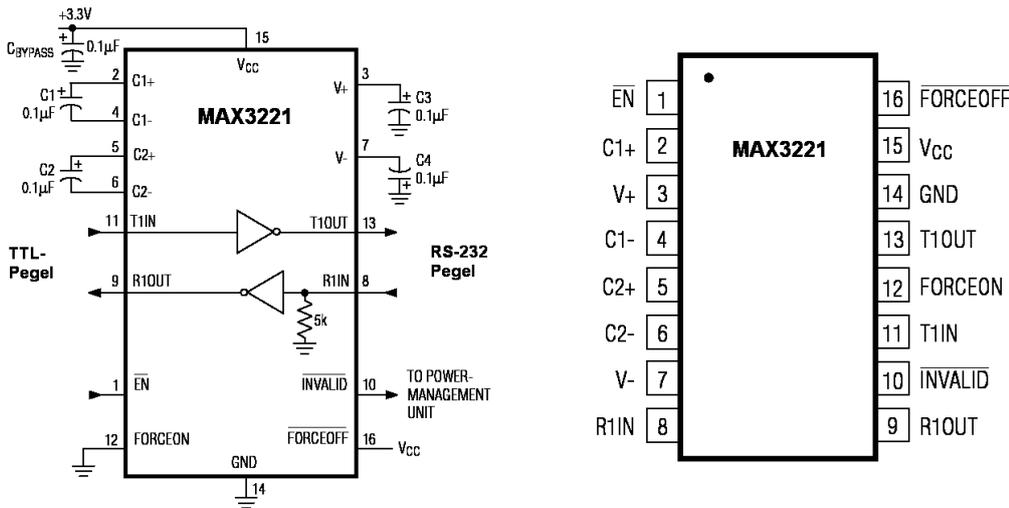


Bild 156: Blockschaltbild und Pin-Belegung des Pegelconverters MAX3221

Die folgende Testschaltung (Bild 157) veranschaulicht deutlich die Funktionsweise des Bausteines. Bei diesem Aufbau wird ein TTL-Signal (0V ... 3,3V) bei der Leitung T_{IN} eingespielt. Die Invertierung und die Spannungserhöhung auf ±5V sind bei den Leitungen T_{OUT} und R_{IN} des RS-232 Ausgangs sichtbar.

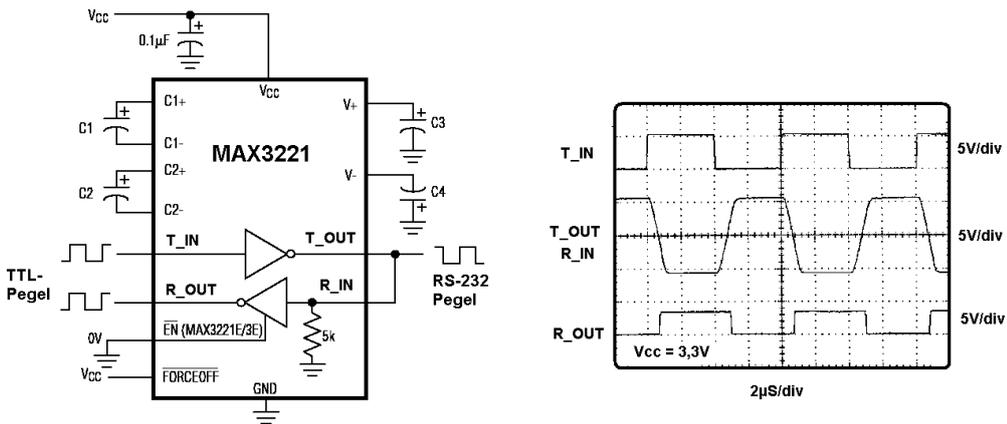


Bild 157: Funktionstest des Pegelconverters MAX3221

9 GPS-Empfänger

Möchten **Sie** . . .

- wissen, wie ein GPS-Empfänger aufgebaut ist?
- verstehen, warum verschiedene Stufen benötigt werden, um GPS-Signale zu rekonstruieren?
- wissen, wie eine HF-Stufe funktioniert?
- wissen, wie der Signal-Prozessor funktioniert ?
- verstehen, wie beide Stufen zusammenwirken?
- wissen, wie ein Empfangsmodul funktioniert?

dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

9.1 Grundprinzip von GPS-Handheld-Empfängern

Ein GPS-Empfänger kann in folgende Hauptstufen unterteilt werden (Bild 158).

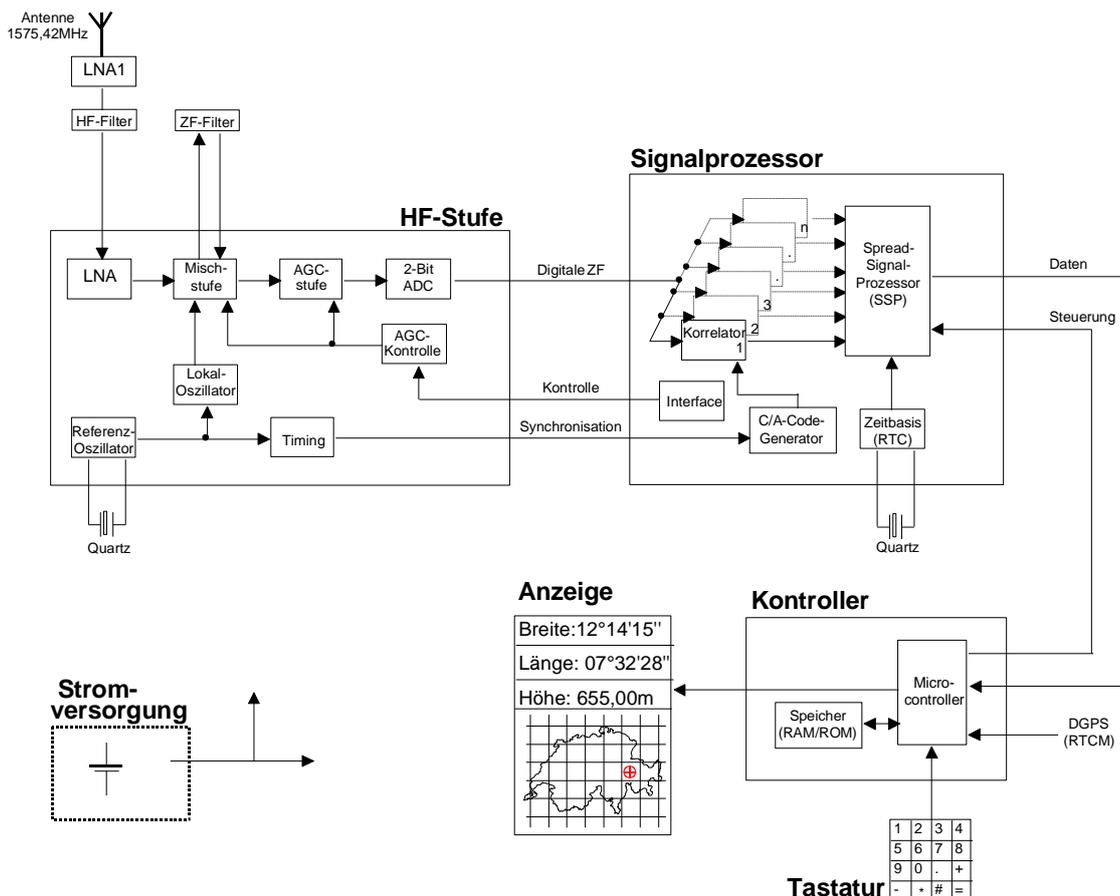


Bild 158: Vereinfachtes Blockscha eines GPS-Empfängers

- **Antenne:** Die Antenne empfängt die äusserst schwachen Satellitensignale auf einer Frequenz von 1572,42MHz. Die Leistung des Signals beträgt rund -163dBW . Einige (passive) Antennen haben einen Gewinn von 3dB.
- **LNA 1:** Dieser rauscharme Verstärker (LNA: low noise amplifier) verstärkt das Signals um ca. 15 ... 20dB.
- **HF-Filter:** Die Bandbreite des GPS-Signals beträgt ca. 2MHz. Das HF-Filter reduziert den Einfluss störender Signale. HF-Stufe und Signalprozessor sind die eigentlichen Spezial-Schaltungen in einem GPS-Empfänger und sind aufeinander abgestimmt.
- **HF-Stufe:** Das verstärkte GPS-Signal wird mit der Frequenz des Lokaloszillators gemischt. Das gefilterte ZF-Signal wird über eine Verstärkungsregelungsstufe (Amplitude Gain Control, AGC) bezüglich Amplitude konstant gehalten und digitalisiert.
- **ZF-Filter:** Die Zwischenfrequenz wird mit einer Bandbreite von 2MHz herausgefiltert. Die an der Mischstufe entstandenen Bildfrequenzen werden auf einen zulässigen Pegel reduziert.
- **Signalprozessor:** Bis zu 16 verschiedenen Satellitensignalen können gleichzeitig korreliert und dekodiert werden. Die Korrelation geschieht durch ständigen Vergleich des C/A-Codes. HF-Stufe und Signalprozessor werden zeitgleich mit dem Signal Synchronisation geschaltet. Der Signalprozessor hat eine eigene Zeitbasis (Real Time Clock, RTC). Ausgegeben werden sämtliche ermittelte Daten (vor allem die vom Korrelator ermittelten Laufzeiten zu den jeweiligen Satelliten), die sogenannten Rohdaten. Der Signalprozessor lässt sich vom Kontroller über die Steuerungsleitung in verschiedene Modi versetzen.
- **Kontroller:** Der Kontroller berechnet anhand der Rohdaten Position, Zeit, Geschwindigkeit, Kurs, etc. Er steuert den Signalprozessor und gibt die berechneten Werte zur Anzeige weiter. Wichtige Daten (wie z.B. die Ephemeris, die letzte Position, etc.) werden dekodiert und im RAM abgespeichert. Das Programm und die Berechnungsalgorithmen sind im ROM abgespeichert.
- **Tastatur:** Der Anwender kann über eine Tastatur wählen, welches Koordinatensystem er verwenden will, und welche Parameter (z.B. Anzahl der sichtbaren Satelliten) angezeigt werden sollen.
- **Anzeige:** Die berechnete Position (Länge, Breite und Höhe) muss dem Benutzer präsentiert werden. Dies kann entweder mit einer 7-Segment-Anzeige oder auf einem Bildschirm mit einer projizierten Karte erfolgen. Die ermittelten Positionen können gespeichert werden, womit sich ganze Routen aufzeichnen lassen.
- **Stromversorgung:** Die Stromversorgung liefert die notwendige Betriebsspannung an sämtliche elektronische Baustufen.

9.2 Empfangsmodul für GPS

9.2.1 Grundkonzeption des GPS-Moduls

GPS-Module müssen die schwachen Antennensignale von mindestens vier Satelliten auswerten, um eine korrekte dreidimensionale Position zu bestimmen. Zusätzlich zu den Positionen Länge, Breite und Höhe wird oft noch ein Zeitsignal ausgegeben. Dieses Zeitsignal ist zur Weltzeit UTC (Universal Time Coordinated) synchronisiert. Aus der Positionsbestimmung und der exakten Zeit können weitere physikalische Grössen wie z.B. Geschwindigkeit und Beschleunigung berechnet werden. Das GPS-Module gibt Informationen über die Konstellation, den technischen Zustand, die Anzahl der sichtbaren Satelliten, etc. aus.

Bild 159 zeigt das typische Blockschema eines GPS-Moduls.

Die empfangenen Signale (1575,42 MHz) werden vorverstärkt und auf eine niedrigere Zwischenfrequenz transformiert. Der Referenz-Oszillator liefert die für die Frequenzumsetzung erforderliche Trägerschwingung und die notwendigen Taktfrequenzen für Prozessor und Korrelator. Die analoge Zwischenfrequenz wird mit einem 2Bit-ADC in ein digitales Signal umgesetzt.

Die Signallaufzeit Satelliten zu GPS-Empfänger wird durch Korrelation von PRN-Impulsfolgen gewonnen. Um die Laufzeit zu ermitteln, muss dabei die zum Satelliten gehörende PRN-Folge appliziert werden, sonst ergibt sich kein Korrelationsmaximum. Die Daten werden durch Mischung mit der richtigen PRN-Folge zurückgewonnen. Dabei wird das Nutz-Signal über das Rauschen angehoben [xcviii]. Es werden gleichzeitig bis zu 16 Satellitensignale verarbeitet. Die Steuerung und Generierung der PRN-Folgen und die Rückgewinnung der Daten wird von

einem Signalprozessor vorgenommen. Die Berechnung und Speicherung der Position und der davon abgeleiteten Größen wird von einem Prozessor mit zugehörigem Speicher bewerkstelligt.

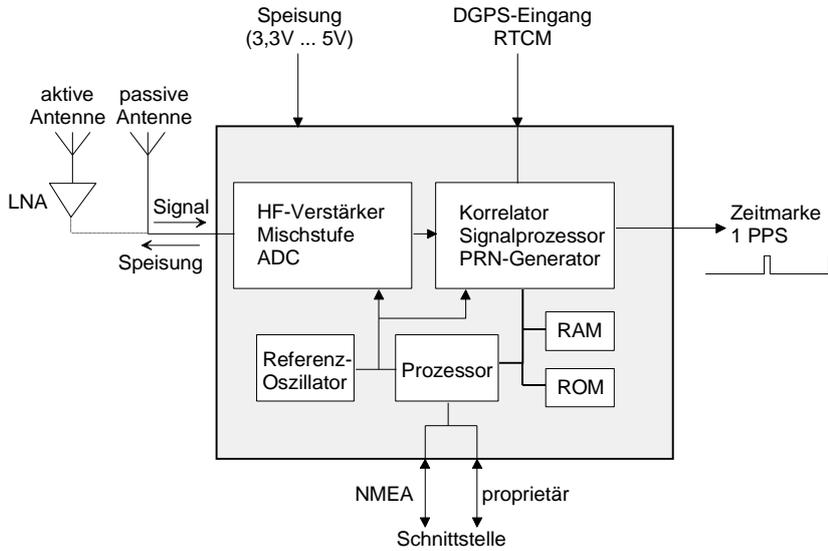


Bild 159: Typisches Blockschema eines GPS-Moduls

9.2.2 Beispiel ANTARIS® 4 von u-blox

u-blox bietet echte 2 Chip GPS-Lösungen an: Ein RF-Frontend, welches die HF- und Mischstufe integriert, und ein Basisband-Prozessor, welcher die Korrelatoren, Signal-Prozessoren, CPU, ROM und RAM beinhaltet. Bild 160 illustriert die Beschaltung des ANTARIS® 4 Chipsatzes. Der rauscharme Vorverstärker ist nur bei Einsatz von passiven Antennen oder aktiven Antennen mit geringer Verstärkung notwendig. Der externe Flash EPROM wird in folgenden Fällen benötigt: Festes Abspeichern von benutzerspezifischen Voreinstellungen, die nach dem Einschalten sofort wirksam werden, und Ausführung benutzerspezifischer Software. Die TIM, LEA or NEO GPS Module von u-blox bieten auf der Basis des in Bild 160 dargestellten Blockschaltbildes massgeschneiderte GPS-Lösungen, integriert auf einer Gesamtfläche von 25.4 x 25.4 mm, 17 x 22 mm oder 12 x 16 mm.

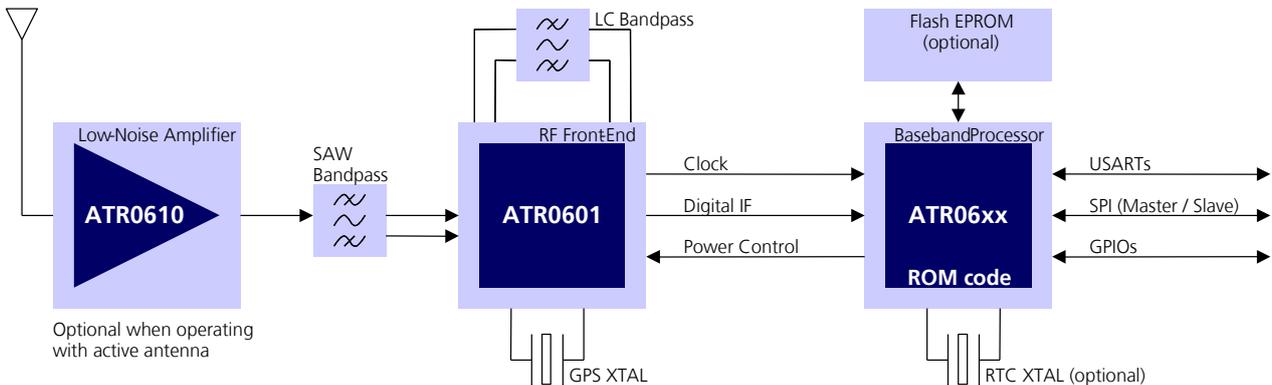


Bild 160: Blockschema mit ANTARIS® 4 Chipsatz

10 Anwendungen von GPS

Möchten **Sie** . . .

- o wissen, welche Grössen mit GPS ermittelt werden können?
- o wissen, welche Applikationen mit GPS möglich sind?
- o wissen, wie die Zeit am genauesten ermittelt wird ?

dann sollten Sie **dieses Kapitel** lesen!

10.1 Einleitung

Mit dem **Global Positioning System** (GPS, Verfahren zur weltumfassenden Bestimmung der Position) werden überall auf der Erde folgende zwei Werte ermittelt:

- der genaue Standort (Koordinaten: geographische Länge, Breite und Höhe) mit einer Genauigkeit im Bereich von 13 m bis zu ca. 1mm
- die genaue Zeit (Weltzeit: Universal Time Coordinated, UTC) mit einer Genauigkeit im Bereich von 40ns bis zu ca. 1ns.

Aus der dreidimensionalen Position und der genauen Zeit lassen sich verschiedene weitere Grössen ableiten wie z. B.:

- Geschwindigkeit
- Beschleunigung
- Kurs
- Ortszeit
- Entfernungsmessung

Klassische Anwendungsfelder für GPS sind Vermessung, Schifffahrt und Luftfahrt. Ein explosionsartiges Wachstum erlebt zurzeit der Markt für elektronische Auto-Navigationssysteme. Begründet wird der immense Zuwachs vor allem mit der Nachfrage aus der Automobilindustrie, die mit diesen Systemen eine bessere Nutzung der Strassenverkehrsnetze erwartet. Applikationen wie Automatische Fahrzeugortung (Automatic Vehicle Location, AVL) und Flottenmanagement sind ebenfalls im Zunehmen begriffen. In der Kommunikationstechnik findet GPS immer grösseren Einsatz. Z.B. wird das präzise Zeitsignal von GPS verwendet, um Telekommunikationsnetze weltweit zu synchronisieren. Ab dem Jahre 2001 verlangt die US-Telekommunikations-Behörde FCC (Federal Communications Commission), dass bei einem Anruf auf die Notnummer 911 automatisch die Position des Anrufenden mit einer Genauigkeit von ca. 125m lokalisierbar ist. Dieses Gesetz, bekannt unter dem Namen E-911 (Enhanced 911), hat zur Folge, dass mobile Telefone mit neuen Technologien ergänzt werden müssen.

Auch im Freizeitbereich setzt sich der Einsatz von GPS immer mehr durch. Sei es beim Wandern, auf der Jagd, auf einer Tour mit dem Mountain Bike oder bei der Surfüberquerung des Bodensees, überall leistet ein GPS-Empfänger gute Dienste.

Grundsätzlich lässt sich GPS überall da einsetzen, wo ein ungehinderter Empfang der Satelliten möglich ist.

10.2 Beschreibung der verschiedenen Anwendungen

Die GPS-gestützte Navigation und Positionierung findet in vielen Bereichen der Wirtschaft, Wissenschaft, Technik, Tourismus, Forschung und Vermessung Anwendung. Überall dort, wo raumbezogene Geodaten eine wesentliche Rolle spielen, können (D)GPS-Verfahren genutzt werden. An dieser Stelle seien beispielhaft einige wichtige Bereiche genannt.

10.2.1 Wissenschaft und Forschung

Spätestens seit die Archäologie mit Luft- und Satellitenbilddatenauswertungen arbeitet, hat auch GPS einen Platz in dieser Wissenschaft erobert. Mit der Kombination von GIS (Geographische Informationssystem), Satelliten- und Luftbildern, GPS sowie 3D-Modellierungen lässt sich ein Teil der folgenden Fragen beantworten.

- Welche Rückschlüsse lassen Funde auf die räumliche Verteilung von Kulturen zu?
- Gibt es Zusammenhänge zwischen den Gunsträumen für bestimmte Ackerpflanzen und der Ausbreitung einer bestimmten Kultur?
- Welche Attributverschneidungen und -korrelationen erlauben Rückschlüsse auf die wahrscheinlichste räumliche Verbreitungsgrenze einer Kultur?
- Wie sah die Landschaft vor 2000 Jahren hier aus?

Geometer setzen das (D)GPS ein, um sichere und schnellere Vermessungen (Satellitengeodäsie) bis auf Millimetergenauigkeit durchzuführen. Für Geometer bedeutet die Einführung der satellitengestützten Vermessung einen Schritt, welcher mit dem Quantensprung vom Rechenschieber zum Computer vergleichbar ist. Die Anwendung ist grenzenlos: Grundstücke, Strassen, Bahnstrecken, Flüsse, sogar zur Kartographierung von Seetiefen, Grundbuchvermessungen, Deformationsmessungen, Rutschungsüberwachungen usw.

In der Landesvermessung hat sich GPS zur nahezu ausschliesslichen Methode für die Punktbestimmung in Grundlagennetzen entwickelt. Überall auf der Welt entstehen kontinentale und nationale GPS-Netze, die in Verbindung mit dem globalen ITRF homogene und hochgenaue Punktfelder für Verdichtungs- und Anschlussmessungen bereitstellen. Auf regionaler Basis wächst die Zahl der Ausschreibungen für die Erstellung von GPS-Netzen als Grundlage für Geoinformationssysteme und Kataster.

In der Photogrammetrie hat GPS bereits heute einen festen Platz eingenommen. Neben der Koordinatenbestimmung für Bodenpasspunkte wird GPS regelmässig zur Bildflugnavigation und zur Bestimmung der Kamerakoordinaten in der Aerotriangulation genutzt. Auf diese Weise kann auf etwa 90% der Bodenpasspunkte verzichtet werden. Zukünftige Fernerkundungssatelliten werden ebenfalls GPS-Empfänger tragen, so dass die Auswertung der Daten zur Kartenherstellung und Kartenfortführung in kartographisch wenig erschlossenen Ländern erleichtert wird.

In der Hydrographie kann GPS zur präzisen Höhenbestimmung der Vermessungsboote genutzt werden, um die Zuordnung der Lotungsmessungen auf eine klar definierte Höhenbezugsfläche zu erleichtern. Operationelle Methoden sind hier in naher Zukunft zu erwarten.

Mögliche weitere Anwendungen für GPS sind:

- Archäologie
- Seismologie (Geophysik)
- Glaziologie (Geophysik)
- Geologie (Kartierung)
- Lagerstättenkunde (Mineralogie, Geologie)
- Physik (Strömungsmessungen, Zeitnormalenmessung)
- Wissenschaftliche Expeditionen
- Ingenieurwissenschaften (z.B. Schiffbau, Bauwesen allg.)
- Kartographie
- Geographie
- Geoinformatik
- Forst- und Agrarwissenschaften
- Landschaftsökologie
- Geodäsie
- Luft- und Raumfahrtwissenschaften

10.2.2 Wirtschaft und Industrie

Es zeichnet sich ab, dass der Strassenverkehr für GPS auch in Zukunft der grösste Markt sein wird. Vom geschätzten 60-Mia.-US-\$-Markt im Jahr 2005 werden allein 21,6 Mia. US-\$ dem Konto Strassenverkehr und 10,6 Mia. US-\$ dem Konto Telekommunikationstechnik zugerechnet. Im Fahrzeug ist ein Computer mit Bildschirm eingebaut. Je nachdem, wo Sie sich befinden, wird die entsprechende Karte mit Ihrer Position eingeblendet. Sie können den optimalen Weg zu Ihrem Ziel bestimmen, bei Staus finden Sie problemlos Umfahrungen und der Computer berechnet Ihre Fahrzeit und Ihren noch benötigten Kraftstoffverbrauch.

Fahrzeugnavigationssysteme lotsen den Fahrer mit optischen Richtungsangaben auf einem Bildschirm und mit gesprochener Fahrempfehlung zum Ziel. Die Routensuche erfolgt unter Berücksichtigung der günstigsten Wegstrecke, die notwendigen Karten sind auf CD-ROM gespeichert und die Erfassung der Position basiert auf GPS.

Der Einsatz von GPS bei der konventionellen Navigation (Luft- und Seefahrt) ist bereits eine Selbstverständlichkeit. Viele Züge wurden mit GPS-Empfängern ausgerüstet. Die Position des Zuges wird an die Stationen vor-angesendet, so dass das Personal in der Lage ist, den Passagieren die Ankunftszeit der Züge genau mitzuteilen.

GPS kann für Autoortung und Diebstahlsicherung eingesetzt werden: Geldtransporter, Limousinen, Lastwagen mit wertvoller oder gefährlicher Ladung etc. werden mit GPS ausgerüstet, der Alarm kann automatisch ausgelöst werden, wenn das Fahrzeug die vorgeschriebene Route verlässt. Der Alarm kann allerdings auch durch den Fahrer per Knopfdruck ausgelöst werden. Diebstahlsicherungen werden mit GPS-Empfängern ausgestattet. Sobald die Überwachungszentrale das Signal erhält (zum Beispiel, wenn ein Abonnent dies in der Zentrale meldet), kann sie die elektronische Wegfahrsperre auslösen.

Eine weitere Funktion, die das GPS ausführen kann, ist der Notruf. Diese Idee wurde schon zur Marktreife entwickelt. Der GPS-Empfänger wird an den Crashesensor angeschlossen und im Notfall wird ein Signal in eine Notrufzentrale gesendet, welche genau weiss, in welcher Richtung das Fahrzeug gefahren ist, und wo es sich momentan befindet. Dadurch lassen sich Unfallfolgen mindern, und andere Verkehrsteilnehmer können frühzeitiger gewarnt werden.

Wie bei allen sicherheitskritischen Anwendungen, wo von gut funktionierender Technik auch Menschenleben abhängen, ist es auch beim Bahnbetrieb notwendig, Vorsorge zu treffen für den Fall, dass doch ein System ausfallen sollte. Üblicherweise wird dies durch das Verwenden von redundanten Einrichtungen für den gleichen Zweck getan. Im günstigsten Fall kommen die Informationen für Systeme mit der gleichen Aufgabe von unabhängigen Quellen. Bei besonders gelungenen Lösungen ist nicht nur die übliche Störmeldung, sondern auch eine Anzeige vorgesehen, die den Benutzer warnt, dass die angezeigten Daten nicht mehr ausreichend zuverlässig sein könnten. Gleichzeitig wird vom System auf einen anderen Sensor als Datenquelle umgeschaltet. Diese Systeme überprüfen sich sozusagen selbst. Dies wurde durch die Miniaturisierung von elektronischen Bauteilen, durch deren immens gestiegene Leistungsfähigkeit, sowie durch den Preissturz der Hardware ermöglicht.

Mögliche weitere Anwendungen für GPS sind:

- Lagerstättenexploration
- Altlastensanierung
- Erschliessungsarbeiten über Tage
- Positionierung von Bohrplattformen
- Trassenführung (Geodäsie allg.)
- Grossflächige Lagerhaltung
- Automatisierter Containertransport
- Transportunternehmen, Logistik allg. (Luft-, Wasser- und Strassenfahrzeuge)
- Eisenbahn
- Geographischer Fahrtenschreiber
- Flottenmanagement

- Navigationssysteme

10.2.3 Land- und Forstwirtschaft

Auch für den Forstbereich ergeben sich viele denkbare GPS-Applikationen. So hat das USDA (United States Department of Agriculture) Forest Service GPS Steering Committee 1992 über 130 mögliche forstliche GPS-Anwendungen identifiziert.

Nachfolgend werden einige forstliche Anwendungsbeispiele kurz aufgeführt:

- Optimierung des Rundholztransportes: Durch die technische Ausrüstung einer Transportflotte mit Bordcomputer, GPS und drahtloser Datentransfermöglichkeit ist es möglich, die Holztransporter effizient über eine Zentrale zu dirigieren.
- Einsatz im Bestandesmanagement: Durch das Navigationssystem kann manuelles Auszeichnen vor der Holzernte überflüssig werden. Dabei stellt das GPS für den Förster oder Arbeiter vor Ort das Werkzeug zur Umsetzung der jeweiligen Behandlungsvorgaben dar.
- Einsatz im Bereich des Bodenschutzes: Mittels GPS können Befahrungshäufigkeiten pro Rückegasse (unbefestigter Weg im Bestand zum Abtransport des geernteten Holzes) festgestellt werden. Weiterhin ist ein zweifelsfreies Aufsuchen von Rückegassen möglich.
- Bewirtschaftung von Kleinprivatwald: In kleinparzellierten Waldgebieten können mittels GPS kostengünstige hochmechanisierte Holzernteverfahren zum Einsatz kommen und dadurch zusätzliche Holzmenge mobilisiert werden.

In Form von Flächenverwaltungen, Ertrags- und Applikationskartierungen leistet GPS seinen Beitrag zum sog. precision farming. In einem precision farming-System werden die Erträge der Erntemaschinen per GPS aufgezeichnet und zunächst zu teilschlagspezifischen digitalen Karten verarbeitet. Bodenproben werden ebenfalls mit Hilfe von GPS verortet und dem System hinzugefügt. Die Analyse dieser Eingaben dient dann der Ermittlung der Düngemengen, die auf jedem Punkt eines Schlages auszubringen sind. Die Applikationskarten werden in eine für die Bordrechner verarbeitbare Form gebracht und an diese mit Hilfe von Speicherkarten übergeben. Über einen längeren Zeitraum können so Optimierungen erarbeitet werden, die ein hohes Einsparungspotential und einen Ansatz zum Naturschutz bieten.

Mögliche weitere Anwendungen für GPS sind:

- Flächennutzung und -planung
- Brachenkontrolle
- Plantagenplanung und -bewirtschaftung
- Erntegeräte-Einsatz
- Saat- und Düngemittelausbringung
- Holzeinschlagsoptimierung
- Schädlingsbekämpfung
- Schadenkartierungen

10.2.4 Kommunikationstechnik

In verteilten Rechnerumgebungen ist die Synchronisation der Rechneruhren auf eine einheitliche Zeit unerlässlich. Die Grundlage für diese Synchronisation bilden eine hochgenaue Referenzuhr zum Empfang von GPS-Satellitensignalen sowie das Network Time Protocol (NTP), das in dem RFC 1305 spezifiziert ist.

Mögliche weitere Anwendungen für GPS sind:

- Synchronisation von Systemen zeitgestaffelter Nachrichtenübertragung

- Synchronisation in Gleichwellenfunknetzen

10.2.5 Standortbezogene Dienste (Location based services LBS)

Als standortbezogene Dienste (engl. Location Based Services, LBS) werden Dienstleistungen oder Angebote bezeichnet, die sich auf den aktuellen Standort des Benutzers (Mobilfunkteilnehmers, ausgerüstet mit einem Handy) beziehen. Im Normalfall muss die Mobilstation (Handy) ins Mobilfunknetz eingeloggt und der Standort ermittelt sein, damit der Netzbetreiber die entsprechenden Dienste anbieten bzw. der Benutzer der Mobilstation sie verlangen kann. Ein Beispiel dafür ist die Verbreitung lokaler Informationen, z.B. die Mitteilung des Standortes des nächstgelegenen Restaurants oder die automatische Übermittlung der Position des Anrufenden bei einem Verbindungsaufbau mit einer Notrufnummer (E-911 oder E-112).

Voraussetzung für LBS ist die Gewinnung und Verarbeitung von genauen Lokalisierungsinformationen. Die Koordinaten des Standortes werden entweder durch Signale aus dem Mobilfunknetz oder durch Nutzung von Satellitensignalen errechnet.

Die Ortung des Nutzers erfolgt entweder absolut mit Hilfe geographischer Koordinaten (Länge und Breite) oder relativ mit Angabe eines Bezugsstandortes (Nutzer befindet sich im Umkreis von 500m des Denkmals...). Grundsätzlich unterscheidet man zweierlei Arten von Services: Push- und Pull-Services. Beim Push-Dienst wird dem Mobilstation-Benutzer aufgrund seines Standortes Informationen zugeschickt, ohne das er sie abgefragt hätte (Beispiel: „In ihrer Nähe befindet sich ...“). Beim Pull-Dienst muss der User die Informationen oder den Dienst selber anfordern (Beispiel: Anruf auf eine Notrufnummer E-112 oder E-911).

Lebenserhaltend können sicherheitsbezogene Dienste sein. Studien zeigen, dass 60% der Anrufer in Notfallsituationen den genauen Standort nicht mitteilen können (verglichen mit 2% beim Festnetz). 80 Millionen Notfall-Anrufe finden jährlich im EU-Raum statt, 50% davon von Mobiltelefonen.

Die Bestimmung der Position des Nutzers kann entweder unmittelbar in der Mobilstation oder im Mobilfunknetzwerk erfolgen. Zur Bestimmung der Position in der Mobilstation werden Informationen aus dem Mobilfunknetz oder Satellitensignale herangezogen.

Unzählige Technologien zur Standortsbestimmung sind schon vorgestellt und normiert worden. Wenige davon werden im Moment genutzt und es bleibt offen, ob jemals alle Ideen verwirklicht werden. Am meisten verwendet werden zurzeit in Europa:

- Positionsbestimmung durch die Identifikation der aktiven Funk-Zelle im Mobilfunknetz (Cell-ID). Bekannt sind auch andere Bezeichnung für dieses Verfahren: Cell of Origin (COO) bzw. Cell Global Identity (CGI)
- Positionsbestimmung durch die Zeitverzögerung des GSM-Signals TA (Timing Advance). TA ist ein Parameter in GSM-Netzwerken, mit dem man die Entfernung zur Basisstation bestimmen kann
- Satelliten-Ortung mittels Satellitennavigation, z.B. GPS

10.2.6 Tourismus / Sport

Bei Wettkämpfen von Segelflugzeugen und Hängegleitern werden GPS-Empfänger oft zum unbestechlichen Protokollieren eingesetzt.

Mit GPS können in See- oder Bergnot geratene Personen geortet werden (SAR: Save and Rescue).

Mögliche weitere Anwendungen für GPS sind:

- Routenplanung und Punktselektion besonderer Bedeutung (Naturdenkmal, kulturhistorisches Denkmal)
- Orientierung allg. (Lehrpfade)
- Outdoor- und Trekking-Branche
- Sportaktivitäten

10.2.7 Militär

Überall wo sich Soldaten, Fahrzeuge, Flugzeuge und ferngesteuerte Raketen im unbekanntem Gelände bewegen, wird GPS eingesetzt. Auch für Markierungszwecke, z.B. bei Minenfeldern und vergrabenen Depots, eignet sich

GPS, da sich eine Position ohne grossen Aufwand bestimmen und wiederfinden lässt. In der Regel wird für militärische Anwendungen das genauere und codierte GPS-Signal verwendet. Dieses PPS-Signal kann nur von autorisierten Stellen verwendet werden.

10.2.8 Zeitmessung

Mit GPS besteht die Möglichkeit, die Zeit weltweit exakt zu messen. Auf der gesamten Erdoberfläche kann "die Zeit" (UTC Universal Time Coordinated) mit einer Genauigkeit von 1 ... 60 ns bestimmt werden. GPS-Zeitmessung ist um ein Vielfaches genauer als sogenannte Funkuhren, bei denen die Laufzeit vom Sender zum Empfänger nicht kompensiert werden kann. Ist zum Beispiel der Empfänger 300 km vom Funkursender entfernt, beträgt die Laufzeit bereits 1ms, was 10'000 mal "ungenauer" ist als die Zeitmessung eines GPS-Empfängers. Weltweit präzise Zeitmessungen sind z.B. notwendig, um Steuerungen und Kommunikationsanlagen zu synchronisieren.

Die heute gebräuchlichste Methode für Präzisionszeitvergleiche von Uhren an verschiedenen Orten sind „common-view“-Vergleiche mit Hilfe von Satelliten des Global Positioning Systems (GPS). Institute, die ihre Uhren miteinander vergleichen wollen, messen gleichzeitig an verschiedenen Orten die selben GPS-Satellitensignale und ermitteln die Zeitunterschiede zwischen den lokalen Uhren und der GPS-Systemzeit. Durch Differenzbildung der Messergebnisse an zwei verschiedenen Orten ergeben sich dann die Standunterschiede der Uhren in den beteiligten Instituten. Da es sich dabei um ein differentielles Verfahren handelt, entfällt der Stand der GPS-Borduhren. Auf diese Weise erfolgt heute der Zeitvergleich zwischen der PTB und Zeitinstituten auf der ganzen Welt. Auch dem Internationalen Büro für Masse und Gewichte BIPM in Paris werden die mit Hilfe von GPS bestimmten Uhrenstände der PTB-Atomuhren zur Berechnung der Internationalen Atomzeitskalen TAI und UTC übermittelt.

A Ressourcen im World Wide Web

Möchten **Sie** . . .

- wissen, wo Sie noch mehr über GPS bzw. GNSS erfahren können?
- wissen, wo das GPS-, GLONASS-, GALILEO-, etc.-System dokumentiert ist?
- selbst ein GPS bzw. GNSS-Experte werden?

Dann sollten **Sie** alle Internet-Links durchspielen!

A.1 Übersichtsberichte und weiterführende Links

Global Positioning System Overview von Peter H. Dana, University of Colorado http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps_f.html
Global Positioning System (GPS) Resources von Sam Wormley, http://www.edu-observatory.org/gps/gps.html
National Executive Committee for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing (PNT) http://pnt.gov/public/
Global Positioning System http://www.gps.gov/
NMEA-0183 and GPS Information von Peter Bennett, http://vancouver-webpages.com/peter/
Joe Mehaffey, Yeazel and Dale DePriest's GPS Information http://gpsinformation.net
The Global Positioning Systems (GPS) Resource Library http://www.gpsy.com/gpsinfo/
NAV PUBS, DOCS, AND CG NAV LINKS, USCG Navigation Center http://www.navcen.uscg.gov/pubs/
Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces, ICD-GPS-200C, 14 January 2003 http://www.navcen.uscg.gov/gps/geninfo/ICD-GPS-200C%20with%20IRNs%2012345.pdf
Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard, September 2008 http://pnt.gov/public/docs/2008-SPSPS.pdf
Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces Revision D 7 March 2006 http://www.losangeles.af.mil/shared/media/document/AFD-070803-059.pdf
GALILEO http://www.esa.int/esaNA/galileo.html
GLONASS http://www.glonass-ianc.rsa.ru/pls/htmldb/f?p=202:1:15057704813507634257::NO

A.2 Differential-GPS

Differential GPS (DGPS) von Sam Wormley, http://www.edu-observatory.org/gps/dgps.html
EGNOS http://www.esa.int/esaNA/egnos.html
Wide Area Augmentation System (WAAS) von Federal Aviation Administration (FAA) http://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/waas/
Wide Area Differential GPS (WADGPS), Stanford University http://waas.stanford.edu/

A.3 GPS-Institute

U.S. Coast Guard (USCG) Navigation Center http://www.navcen.uscg.gov/
--

U.S. Naval Observatory http://tycho.usno.navy.mil/gps.html
Royal Institute of Navigation, London http://www.rin.org.uk/
The Institute of Navigation http://www.ion.org/
University NAVSTAR Consortium (UNAVCO) http://www.unavco.org

A.4 GPS-Antennen

Sarantel http://www.sarantel.com/
WISI, WILHELM SIHN JR. KG http://www.wisi.de/
Rainsun http://www.sarantel.com/

A.5 GPS-Newsgroup und GPS-Fachzeitschrift

Newsgroup: sci.geo.satellite-nav http://groups.google.com/group/sci.geo.satellite-nav
Fachzeitschrift : GPS World http://www.gpsworld.com
Fachzeitschrift: InsideGNSS http://www.insidegnss.com/

B Verzeichnisse

B.1 Bilderverzeichnis

Bild 1: Die grundlegende Funktion von GPS	9
Bild 2: Bestimmung der Entfernung zu einem Blitz	11
Bild 3: Durch Messung der Laufzeit wird im einfachsten Fall die Distanz bestimmt	12
Bild 4: Mit zwei Sendern kann die exakte Position R, trotz Zeitfehler Δt_0 , bestimmt werden	13
Bild 5: Vier Satelliten werden benötigt, um Länge, Breite, Höhe und Zeit zu bestimmen.	13
Bild 6: 31 GPS-Satelliten umkreisen auf 6 Bahnen die Erde	14
Bild 7: Bestimmung der Laufzeit Δt	14
Bild 8: Die Position des Empfängers im Schnittpunkt aller zwei Distanzkreise	15
Bild 9: Der Schnittpunkt dreier Kugeln bestimmt die Position	16
Bild 10: Vier Satelliten werden für die Positionsbestimmung im Raum benötigt	17
Bild 11: Das Geoid als Annäherung der Erdoberfläche	20
Bild 12: Entstehung des Rotationsellipsoids	20
Bild 13: Bestangepasste lokale Referenzellipsoide	21
Bild 14: Unterschied zwischen Geoid und Ellipsoid	21
Bild 15: Bezeichnung der kartesischen Koordinaten	22
Bild 16: Bezeichnung der ellipsoidischen Koordinaten	23
Bild 17: Geodätisches Datum	24
Bild 18: Bezeichnung des Ellipsoids	25
Bild 19: Gauss-Krüger-Projektion	26
Bild 20: Prinzip der Abbildung einer (von sechzig) Zone	27
Bild 21: Bezeichnung der Zonen bei UTM, mit Beispiele	28
Bild 22: Anzeige der WGS-84- und UTM-Koordinaten mit Google Earth	28
Bild 23: Prinzip der Doppelprojektion	29
Bild 24: Vom Satelliten bis zur Position	29
Bild 25: Rasterkarte mit Pixelkoordinaten X, Y (links) und Karte mit geographischen Koordinaten X', Y'	31
Bild 26: Definition der Abbildungspunkte	32
Bild 27: Die drei Kalibrationspunkte müssen auf der Karte gut verteilt sein	32
Bild 28: Rasterkarte mit drei Kalibrationspunkten []	34
Bild 29: Bestimmung der Position mit den Pixelkoordinaten X = 643 und Y = 370	35
Bild 30: Überprüfung der berechneten geographischen Koordinaten mit Google Earth []	35
Bild 31: Die Satelliten bewegen sich in einer Ebene	37
Bild 32: Veranschaulichung des 2. Keplerschen Gesetzes	38
Bild 33: Zur Bestimmung der Satellitenbahnhöhe	39
Bild 34: Satellitenbahnen	39
Bild 35: Almanach-Beispiel (Januar 2009)	40
Bild 36: Die drei Segmente von GPS	45
Bild 37: 24h-Bodenspur eines GPS-Satelliten mit Wirkungsbereich	46
Bild 38: Position der 31 GPS-Satelliten am 14. April 2001 um 12.00h UTC	47
Bild 39: GPS-Satellit	47
Bild 40: Spektrale Leistungsdichte des Empfangssignals und des Rauschsignals	48
Bild 41: Pseudo Random Noise (PRN) für den C/A-Code	49
Bild 42: Vereinfachtes Satellitenblockschema	50
Bild 43: Datenstruktur eines GPS-Satelliten	50
Bild 44: Detailliertes Blockschema eines GPS-Satelliten	51
Bild 45: Verbesserung der Positionierungsgenauigkeit nach Abschaltung der SA am 2. Mai 2000 (4:00 h UTC)	52
Bild 46: Verbesserung der Positionierungsgenauigkeit in Funktion der Zeit	52
Bild 47: Messung der Ankunftszeit	53
Bild 48: Demonstration des Korrelationsvorgangs über 30 Bits	54

Bild 49: Suchen des Korrelationsmaximums in der Code-Frequenzebene.....	55
Bild 50: Spektrale Leistungsdichte des korrelierten Signals und des Rauschsignals.....	55
Bild 51: Struktur der gesamten Navigationsnachricht.....	57
Bild 52: Ephemeriden-Begriffe.....	59
Bild 53: Start des GPS-Satelliten IIR18M am 20. Dezember 2007 (Quelle: www.afspc.af.mil).....	60
Bild 54: Maximaler Fehler des gemessenen Abstands Satellit zu Beobachter pro Satellit.....	60
Bild 55: Entwicklung des Positionsfehlers von 1999 bis 2008 (95%-Wert).....	61
Bild 56: Entwicklung des Zeitfehlers von 1999 bis 2008 (95%-Wert).....	61
Bild 57: Verteilung des horizontalen Positionsfehlers von Juli bis September 2008 (3. Q. 08).....	62
Bild 58: Bei BPSK(1) werden die Navigationsdaten zuerst mit einem Code zerstückelt.....	62
Bild 59: Leistungsdichte des BPSK(1)-Signals (Sendeleistung normiert auf 1 W).....	63
Bild 60: Blockschema eines BOC(10,5)-Modulators.....	63
Bild 61: Bei BPSK(1) und BOC(1, 1) liegen die Signalmaxima auseinander (P = 1W pro Signal).....	64
Bild 62: MBOC(6, 1, 1/11)-Modulators für L1C und L1 OS.....	64
Bild 63: Leistungsdichte von MBOC(6, 1, 1/11) verglichen mit BPSK(1) (P = 1W pro Signal).....	65
Bild 64: Kontrollsegment mit Kontroll-, Monitor- und Bodenstationen.....	66
Bild 65: Ab 2020 soll die Satelliten des Blockes IIIA betriebsbereit sein (Quelle: Lockheed Martin).....	68
Bild 66: Status von GLONASS im Januar 2011.....	70
Bild 67: Die drei Bahnen von GLONASS.....	70
Bild 68: GLONASS-M Satellit und Start einer Proton-K-DM2-Rakete.....	71
Bild 69: Die gemessene Positionierungsgenauigkeit soll im Endausbau diejenige von GPS erreichen.....	71
Bild 70: Rubidium- und Wasserstoff-Maser Atomuhren.....	73
Bild 71: Im Gegensatz zu SARSAT-COSPAS hat der Rettungsdienst von GALILEO eine Notrufquittierung.....	75
Bild 72: Konstellation der GALILEO-Satelliten (Zeichnung: ESA-J.Huart).....	76
Bild 73: GALILEO-Satellit (Zeichnung: ESA-J.Huart).....	76
Bild 74: Ariane-5-Rakete beim Befördern von 8 GALILEO-Satelliten ins All (GALILEO-industries.net).....	77
Bild 75: Frequenzbänder mit reservierten Bandbreiten des Offenen Dienstes.....	78
Bild 76: Vorgesehene GALILEO-Frequenzen.....	78
Bild 77: GIOVE-A und Start von GIOVE-A am 28. Dezember 2005.....	79
Bild 78: Ansicht und Start des siebenten Compass Satelliten am 18. Dezember 2010.....	80
Bild 79: Vier Satellitensignale müssen empfangen werden.....	82
Bild 80: Dreidimensionales Koordinatensystem.....	82
Bild 81: Umsetzung der Taylor-Reihe.....	84
Bild 82: Schätzung der Position.....	84
Bild 83: Bestimmung der Entfernung R anhand der Laufzeit Δt (c = Lichtgeschwindigkeit).....	87
Bild 84: Korrelation durch Suchen des Maximums.....	87
Bild 85: Bestimmung der Ankunftszeit des Satellitensignals.....	88
Bild 86: Rekonstruktion der Navigationsnachricht.....	88
Bild 87: Telemetrie-Wort und Übergabe-Wort der Navigationsnachricht.....	89
Bild 88: Bestimmung der fehlerbehaftete Laufzeit.....	90
Bild 89: Beispiel zur Ermittlung der korrigierten Laufzeit.....	90
Bild 90: Je flacher sich die Kreisringe schneiden, umso grösser ist der DOP-Wert.....	92
Bild 91: Je grösser das eingeschlossene Volumen ist, umso kleiner ist der DOP-Wert.....	93
Bild 92: DOP-Werte und Anzahl der Satelliten im offenen Gelände über eine 24h-Periode.....	93
Bild 93: HDOP-Wert über eine 24h-Periode, ohne Geländeabschattung (max. HDOP < 1,9).....	94
Bild 94: HDOP-Wert über eine 24h-Periode, mit starker Geländeabschattung (max. HDOP > 20).....	94
Bild 95: DOP-Werte bei ungünstiger Satellitenkonstellation.....	95
Bild 96: DOP-Werte bei günstiger Satellitenkonstellation.....	95
Bild 97: Beschreibung der Satelliten- und Anwenderposition mit kartesischen Koordinaten.....	96
Bild 98: Bestimmung der Geschwindigkeit durch Auswertung der Positionsveränderung.....	98
Bild 99: Bezeichnung der Verschiebung in einer Ebene.....	99
Bild 100: Der Doppler-Effekt.....	100
Bild 101: Verlauf der Dopplerfrequenz.....	100
Bild 102: Dopplerfrequenz-Verschiebung in Funktion des Elevationswinkels.....	101

Bild 103: Bestimmungsgrößen im dreidimensionalen Raum	101
Bild 104: Einfluss des Messzeitpunktes auf die Reflexionen	104
Bild 105: Der PSR-Messfehler in Abhängigkeit von der Ionisation und Frequenz	105
Bild 106: Prinzip des DGPS mit einer GPS-Referenz-Station	106
Bild 107: Bestimmung der Korrekturgrößen	107
Bild 108: Übermittlung der Korrekturgrößen	107
Bild 109: Korrektur der gemessenen Pseudostrecken	108
Bild 110: Prinzip der Phasemessung	108
Bild 111: Unterschiedlicher Aufwand bei der Verwendung von RTCM- und RTCA-DGPS-Dienste	110
Bild 112: Radion Beacon Abdeckung für Australien	112
Bild 113: Ausleuchtezone der 6 Omnistar-Satelliten (zwei Bereiche überdecken sich)	113
Bild 114: Ausleuchtezone von Starfire	113
Bild 115: WAAS Ausbreitungsgebiet	115
Bild 116: Versorgung von SBAS-Systeme	116
Bild 117: Prinzip aller satellitengestützte Erweiterungssysteme SBAS	117
Bild 118: Der ESA-Satellit ARTEMIS (Foto ESA)	119
Bild 119: Übermittelte Nachrichtentypen der EGNOS-Satelliten PRN 120 (links) und PRN 126 (rechts)	121
Bild 120: Von EGNOS PRN 120 übermittelte GPS-Daten	122
Bild 121: Messungen des Längengrades über neun Stunden ohne (links) und mit EGNOS (rechts)	123
Bild 122: Messungen des Breitengrades über neun Stunden, ohne (links) und mit EGNOS (rechts)	123
Bild 123: Messungen der Höhe über neun Stunden, ohne (links) und mit EGNOS (rechts)	123
Bild 124: Satellitenbahnen und Bodenspur von QZSS	126
Bild 125: QZSS-Satellitenbahnen, Bodenspur und Elevation über Tokio	126
Bild 126: Mobilfunkempfänger und Blockschema mit integriertem GPS-Modul	127
Bild 127: Verlauf der Aufstartzeit (TTFF) bei verschiedenen Hilfsdaten und in Funktion der Signalstärke	128
Bild 128: Beschleunigung des Suchvorganges bei A-GPS durch Reduzierung der Suchpositionen	129
Bild 129: IGS-Referenzstationen (Stand Januar 2009, mit 372 aktiven Stationen)	129
Bild 130: Assisted-GPS Gesamtsystem	130
Bild 131: Bei online A-GPS werden die Hilfsdaten kontinuierlich übertragen	130
Bild 132: Aus den Almanach-Daten werden präzise Bahndaten (True Orbit) vorausberechnet	131
Bild 133: Bei der Control-Plane Architektur muss das Mobilfunknetz geändert werden	132
Bild 134: Bei der User-Plane Architektur muss das Mobilfunknetz nicht geändert werden	132
Bild 135: Blockschema mit den Akteuren gemäss OMA	133
Bild 136: Blockschaltbild der Eingangsstufe	135
Bild 137: GPS-Repeater (Aussenantenne, Netzteil, Verstärker und Innenantenne)	136
Bild 138: Blockschaltbild eines GPS-Empfängers mit Schnittstellen	137
Bild 139: NMEA-Format (TTL- und RS-232-Pegel)	138
Bild 140: Google Earth mit Detailanzeige	148
Bild 141: Track, bestehend aus drei Messungen, angezeigt mit u-Center	149
Bild 142: Definition der Vorzeichen für Längen- und Breitenangaben	149
Bild 143: KML-Datei (3_point_Chur_kml) des Tracks	150
Bild 144: KML-Datei, angezeigt von Google Earth	150
Bild 145: Mit GPSies können NMEA-Formate in das KML-Format umgewandelt werden	151
Bild 146: Von GPSies in das KML-Format umgewandelte NMEA-Datei	151
Bild 147: Aufbau des RTCM-Nachrichtenkopfes	152
Bild 148: Gesamtrahmen bei RTCM SC-104 bei Version 2.x	153
Bild 149: Aufbau des RTCM-Nachrichtentyps 1	154
Bild 150: Aufbau der UBX-Datensätze	157
Bild 151: passive offene (links) und aktive vergossene Patch-Antenne	159
Bild 152: Passive (links) und aktive Helix-Antenne	159
Bild 153: Chip-Antenne	159
Bild 154: 1PPS-Signal	160
Bild 155: Unterschied zwischen TTL- und RS-232-Pegel	161
Bild 156: Blockschaltbild und Pin-Belegung des Pegelkonverters MAX32121	162

Bild 157: Funktionstest des Pegelkonverters MAX3221	162
Bild 158: Vereinfachtes Blockschema eines GPS-Empfängers	163
Bild 159: Typisches Blockschema eines GPS-Moduls	165
Bild 160: Blockschema mit ANTARIS®4 Chipsatz	165

B.2 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Nationale Referenzsysteme	22
Tabelle 2: WGS-84 Ellipsoid	23
Tabelle 3: Datums-Parameter	24
Tabelle 4: Frequenzbänder der Satellitenkommunikation und – navigation	42
Tabelle 5: Zeitsysteme, Januar 2011 []	43
Tabelle 6: Leistungsbilanz des L1-Trägers moduliert mit dem C/A-Code	48
Tabelle 7: Vergleich zwischen Ephemeriden- und Almanachdaten	58
Tabelle 8: Funktion und Lage der einzelnen Kontrollsegment-Stationen	66
Tabelle 9: Daten der zivilen GPS-Signale	67
Tabelle 10: Geplante Positionierungsgenauigkeit (95%-Wert) von GALILEO	75
Tabelle 11: Frequenzplan des Offenen Dienstes von GALILEO	77
Tabelle 12 : Genauigkeit des zivilen Standard-Service SPS	81
Tabelle 13: Fehlerursachen (typische Werte)	91
Tabelle 14: Gesamter Fehler bei HDOP = 1,5	96
Tabelle 15: Übertragungsverfahren des Differentialsignal (für Code- und Phasenmessungen)	109
Tabelle 16: Bezeichnung der SBAS-Stationen	116
Tabelle 17: Ortungsgenauigkeit ohne und mit DGPS/SBAS	118
Tabelle 18: Bei EGNOS verwendete Bezeichnung der EGNOS-Bodenstationen	119
Tabelle 19: Elevation und Azimut der EGNOS-Satelliten für ausgewählte Standorte	119
Tabelle 20: Die Nachrichten-Typen von EGNOS	121
Tabelle 21: Einfluss von EGNOS auf die Positionierungsgenauigkeit	122
Tabelle 22: Beschreibung der einzelnen Blöcke eines NMEA-Datensatzes	139
Tabelle 23: Aufzeichnung eines NMEA-Protokolls	139
Tabelle 24: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GGA-Datensatzes	140
Tabelle 25: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GLL-Datensatzes	141
Tabelle 26: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GSA-Datensatzes	142
Tabelle 27: Beschreibung der einzelnen Blöcke des GSV-Datensatzes	143
Tabelle 28: Beschreibung der einzelnen Blöcke des RMC-Datensatzes	144
Tabelle 29: Beschreibung der einzelnen Blöcke des VTG-Datensatzes	145
Tabelle 30: Beschreibung der einzelnen Blöcke des ZDA-Datensatzes	146
Tabelle 31: Ermittlung der Checksumme bei NMEA-Datensätzen	147
Tabelle 32: Inhalt des RTCM-Nachrichtenkopfes	153
Tabelle 33: Inhalt des RTCM-Nachrichtentyps 1	154
Tabelle 34: RTCM SC-104 Version 2.3 Nachrichtentypen	156
Tabelle 35: Message-Klassen (Hexadezimal-Werte in Klammern)	158

B.3 Quellenverzeichnis

-
- [i] <http://www.geocities.com/mapref/mapref.html>
 - [ii] B. Hofmann-Wellenhof: GPS in der Praxis, Springer-Verlag, Wien 1994, ISBN 3-211-82609-2
 - [iii] Bundesamt für Landestopographie: <http://www.swisstopo.ch>
 - [iv] <http://www.swisstopo.admin.ch/internet/swisstopo/de/home/topics/survey/sys/refsys.html>
 - [v] <http://www.hammap.de/html/hamqth.html>
 - [vi] <http://www.tandt.be/wis>
 - [vii] <http://maps.google.com/>

-
- [viii] <http://earth.google.com/>
- [ix] <http://www.navcen.uscg.gov/gps/almanacs.htm>
- [x] http://www.bipm.org/en/scientific/tai/time_server.html
- [xi] <http://www.leapsecond.com/java/gpsclock.htm>
- [xii] Global Positioning System, Standard Positioning System Service, Signal Specification, 2nd Edition, 1995, Seite 18
- [xiii] NAVCEN: GPS SPS Signal Specifications, 2nd Edition, 1995, <http://www.navcen.uscg.gov/pubs/gps/sigspec/gpssps1.pdf>
- [xiv] Parkinson B., Spilker J.: Global Positioning System, Volume 1, AIAA-Inc.
- [xv] Lemme H.: Schnelles Spread-Spectrum-Modem auf einem Chip, Elektronik 1996, H. 15 S. 38 bis S. 45
- [xvi] http://www.ngs.noaa.gov/FGCS/info/sans_SA/docs/statement.html
- [xvii] <http://pnt.gov/public/sa/diagram.shtml>
- [xviii] <http://pnt.gov/public/sa/sa.shtml>
- [xix] <http://www.defenselink.mil/releases/release.aspx?releaseid=11335>
- [xx] <http://insidegnss.com/node/200>
- [xxi] GPS Standard Positioning Service Signal Specification, 2nd Edition, June 2, 1995
- [xxii] <http://tycho.usno.navy.mil/gpsinfo.html>
- [xxiii] <http://www.fas.org/spp/military/program/nav/990125-gps.htm>
- [xxiv] <http://www.nstb.tc.faa.gov/>
- [xxv] <http://www.nstb.tc.faa.gov/>
- [xxvi] John W. Betz, Journal of the Institute of Navigation, 2002, Vol.48, No. 4, Seite 227
- [xxvii] pnt.gov/public/2008/2008-12-ICG/USbriefing.ppt
- [xxviii] Elektronik 4/2006, Von GPS zu Galileo - Die Weiterentwicklung der Satelliten-Navigation, Autor Jean-Marie Zogg
- [xxix] <http://www.boeing.com/defense-space/space/gps/index.html>
- [xxx] <http://www.lockheedmartin.com/products/GPS/index.html>
- [xxxi] <http://www.glonass-ianc.rsa.ru/pls/htmldb/f?p=202:20:2776707736388438778::NO>
- [xxxii] Sergey Revnivkyh, 46-th CGSIC Meeting, Fort Worth, TX, USA, September 26, 2006
- [xxxiii] <http://www.nasa.gov/multimedia/imagegallery/index.html>
- [xxxiv] Sergey V. Averin, European Navigation Conference GNSS-2006
- [xxxv] http://www.esa.int/esaNA/SEM5IURMD6E_galileo_0.html
- [xxxvi] <http://www.cospas-sarsat.org/Status/spaceSegmentStatus.htm>
- [xxxvii] http://europa.eu.int/comm/dgs/energy_transport/galileo/documents/brochure_en.htm
- [xxxviii] http://www.esa.int/esaCP/SEMT498A9HE_Austria_0.html
- [xxxix] <http://www.gsa.europa.eu/go/galileo/os-sis-icd>, Galileo Open Service Signal In Space Interface Control Document
- [xl] http://www.esa.int/esaNA/SEM86CSMD6E_galileo_1.html#subhead3
- [xli] <http://europa.eu.int/scadplus/leg/de/lvb/l24004.htm>
- [xlii] <http://www.esa.int/esa-mm/mmg.pl?type=I&collection=Navigation>
- [xliiii] http://www.esa.int/esaNA/SEMPOXEM4E_galileo_0.html
- [xliv] <http://www.beidou.gov.cn>
- [xlv] <http://www.navcen.uscg.gov/GPS/geninfo/2008SPSPerformanceStandardFINAL.pdf>, Table 3.8-3
- [xlvi] Manfred Bauer: Vermessung und Ortung mit Satelliten, Wichman-Verlag, Heidelberg, 1997, ISBN 3-87907-309-0
- [xlvii] INTERFACE SPECIFICATION, IS-GPS-200, Revision D, IRN-200D-001, 7 March 2006, Seite 92

-
- [xlvi] http://www.scilab.org/contrib/index_contrib.php?page=download&category=MANUALS
- [xlix] <http://en.wikipedia.org/wiki/Transpose>
- [l] Elliot D. Kaplan, Understanding GPS, Second Edition, Artech House, Page 313
- [li] <http://www.sapos.de/>
- [lii] <http://www.swisstopo.admin.ch/internet/swisstopo/en/home/products/services/swipos.html>
- [liii] http://www.amsa.gov.au/Publications/Fact_sheets/DGPS_Fact_Sheet.pdf
- [liv] <http://www.seastar.co.uk/coverage.html>
- [lv] <http://www.omnistar.com/>
- [lvi] <http://www.navcomtech.com/StarFire/>
- [lvii] <http://www.faa.gov/>
- [lviii] <http://isro.gov.in/>
- [lix] <http://www.ion.org/meetings/gnss2007/abstracts.cfm?track=F&session=6A>
- [lx] <http://www.losangeles.af.mil/shared/media/document/AFD-070530-036.pdf>
- [lxi] http://www.egnos-pro.esa.int/IMAGETech/imagetech_realtime.html
- [lxii] http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/egnos/files/egnos-service-definition-document-open-service-v1.1-30-10-2009_en.pdf
- [lxiii] http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/egnos/files/brochures-leaflets/egnos-user-guide_en.pdf
- [lxiv] <http://www.isro.org/newsletters/spaceindia/aprsep2006/Satnavindustry.htm>
- [lxv] <http://www.jma.go.jp/jma/jma-eng/satellite/index.html>
- [lxvi] http://qzss.jaxa.jp/is-qzss/index_e.html
- [lxvii] Quasi Zenith Satellite System Navigation Service Interface Specifications for QZSS Draft
- [lxviii] GPS-World, September 2005: Chris Carver: High Sensitivity versus Assisted Techniques
- [lxix] <http://igsceb.jpl.nasa.gov/>
- [lxx] <http://www.3gpp.org/>
- [lxxi] TS 03.71, Location Services (LCS), Functional description Stage 2,
- [lxxii] TS 04.31, Location Services (LCS), Mobile Station – Serving Mobile Location Centre, Radio Resource LCS Protocol
- [lxxiii] TS 44.035, Location Services (LCS), Broadcast network assistance for Enhanced Observed Time Difference and Global Positioning System positioning methods,
- [lxxiv] TS 04.35, Location Services (LCS), Broadcast network assistance for Enhanced Observed Time Difference and Global Positioning System positioning methods
- [lxxv] <http://www.openmobilealliance.org/>
- [lxxvi] http://www.openmobilealliance.org/release_program/supl_v1_0.html
- [lxxvii] OMA-TS-ULP-V1_0-20070615-A
- [lxxviii] GPS-World, November 2003: Vittorini und Robinson: Optimizing Indoor GPS Performance, Seite 40
- [lxxix] www.maxim-ic.com/quick_view2.cfm Datenblatt MAX2640, MAX2641
- [lxxx] NMEA 0183, Standard For Interfacing Marine Electronics Devices, Version 2.30
- [lxxxi] <http://earth.google.com/>, <http://earth.google.de/>, etc.
- [lxxxii] <http://maps.google.com/>
- [lxxxiii] <http://code.google.com/apis/kml/documentation/mapsSupport.html>
- [lxxxiv] <http://www.swisstopo.ch/en/online/calculation/kml/index>
- [lxxxv] <http://www.gpsvisualizer.com/map?form=googleearth>
- [lxxxvi] <http://www.gpsbabel.org/>

[lxxxvii] <http://www.gpsies.com/upload.do?uploadMode=convert>

[lxxxviii] <http://www.navcen.uscg.gov/pubs/dgps/rctm104/Default.htm>

[lxxxix] <https://ssl29.pair.com/dmarkle/puborder.php?show=3>

[xc] Global Positioning System: Theory and Applications, Volume II, Bradford W. Parkinson, Seite 31

[xci] User Manual: Sony GXB1000 16-channel GPS receiver module

[xcii] swipos, Positionierungsdienste auf der Basis von DGPS, Seite 6, Bundesamt für Landestopographie

[xciii] <http://www.potsdam.ifag.de/alf/theorie.html>

[xciv] <http://www.u-blox.com/>

[xcv] <http://www.sarantel.com/>

[xcvi] <http://www.rainsun.com/>

[xcvii] <http://www.maxim-ic.com>

[xcviii] Satellitenortung und Navigation, Werner Mansfield, Seite 157, Vieweg Verlag