

# UE Satellitengeodäsie - Übung 6

## Aufgabe: 7 - Berechnung der Satellitenkoordinaten aus Broadcast-Ephemeriden

Zur Lösung der Navigationsaufgabe müssen Satellitenpositionen und Satellitenzeit in Echtzeit dem Nutzer verfügbar sein. Dies wird durch die im GNSS Datensignal enthaltene Navigation Message ermöglicht. Die Bahnrepräsentation geschieht durch eine Folge verschiedener gestörter Keplerbahnen. Die Broadcast-Ephemeriden enthalten die aktuellen Satellitenpositionen in Form einer Keplerellipse mit zusätzlichen Störparametern, die sich auf eine bestimmte Referenzepoche  $t_{0e}$  beziehen. Die Parameter beschreiben die Satellitenbahn für ein Zeitintervall von etwa 2 Stunden vor und 2 Stunden nach dem Referenzzeitpunkt. Der Referenzzeitpunkt wird in GPS-Systemzeit angegeben (GPS-Woche +  $t_{0e}$  in Sekunden).

### Bahnparameter

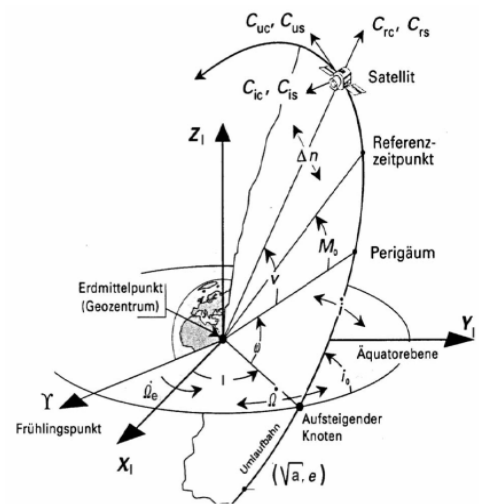
$t_{0e}$	Referenzzeit für die Ephemeriden
$t_{0c}$	Referenzzeit für die Uhrparameter
$a_0, a_1, a_2$	Polynomkoeffizienten für die Uhrenkorrektur

### Keplerparameter

$\sqrt{a}$	Wurzel aus der großen Halbachse
$e$	Exzentrizität
$i_0$	Inklination zur Referenzzeit
$\Omega$	Rektaszension des aufsteigenden Knotens (eig. Länge, da vom Nullmeridian aus gezählt)
$\omega$	Argument des Perigäums
$\bar{M}_0$	Mittlere Anomalie zur Referenzzeit

### Störungsparameter

$\Delta n$	Differenz der mittleren Bewegung (Beschreibt säkulare Drift $d\omega/dt$ auf Grund der Erdabplattung ( $C_{20}$ ), Sonnen- und Mondgravitation und des Strahlungsdrucks der Sonne.)
$\dot{\Omega}$	Änderungsrate der Rektaszension (säkulare Drift in der Rektaszension des Knotens aufgrund von $C_{20}$ ; Anteile der Polbewegung)
$\dot{i}$	Änderungsrate der Inklination
$C_{us}, C_{uc}$	Amplituden zur Korrektur des Arguments der Breite
$C_{is}, C_{ic}$	der Inklination
$C_{rs}, C_{rc}$	des Bahnradius (Kurzperiodische Effekte von $C_{20}$ . Enthalten auch Effekte höherer Ordnung und kurzperiodische Effekte der Mondgravitation, sowie andere Störungen)



Die Berechnung der Satellitenkoordinaten  $X_k, Y_k, Z_k$  für einen gegebenen Zeitpunkt  $t$  (in GPS-Zeit) erfolgt im erdfesten geozentrischen Koordinatensystem. Die seit der Referenzepoche  $t_{0e}$  verstrichene Zeit ist  $t_k = t - t_{0e}$ .

**Gegeben:**

$GM = 3,986005 \cdot 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$

Geozentr. Gravitationskonstante

$\dot{\Omega}_e = 7,2921151467 \cdot 10^{-5} \text{ rad/s}$

Erdrotationsgeschwindigkeit

Auszug aus der Broadcast Message vom 15.10.2015 (brdc2880.15n):

```

3 15 10 15 16 0 0.0 .199610367417E-04 -.147792889038E-11 .000000000000E+00
.900000000000E+02 -.207812500000E+02 .457447625958E-08 -.180185708521E+01
-.109896063805E-05 .484641175717E-03 .976212322712E-05 .515358584023E+04
.403200000000E+06 .763684511185E-07 .289000380005E+01 .428408384323E-07
.959622949611E+00 .188562500000E+03 -.275505104383E+01 -.799283293357E-08
-.560380484954E-09 .100000000000E+01 .186600000000E+04 .000000000000E+00
.240000000000E+01 .000000000000E+00 .186264514923E-08 .900000000000E+02
.400296000000E+06 .400000000000E+01
    
```

**Aufgabe:** Prädizieren Sie aus den Parametern zum Zeitpunkt 16:00 Uhr GPS-Zeit die geozentrischen, erdfesten Satellitenkoordinaten des GPS-Satelliten mit der PRN03 für den Zeitpunkt 17:00 Uhr.

Korrigierte mittlere Bewegung	$n_k = \sqrt{\frac{GM}{a^3}} + \Delta n$
mittlere Anomalie	$\bar{M}_k = M_0 + n_k t_k$
exzentrische Anomalie	$E_k$ iterativ (2.20 VO SatGeo)
wahre Anomalie	$v_k = 2 \operatorname{atan} \left( \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan \left( \frac{E_k}{2} \right) \right)$
Argument der Breite	$\Phi_k = v_k + \omega$
Breitenkorrektur	$\delta u_k = C_{uc} \cos 2\Phi_k + C_{us} \sin 2\Phi_k$
Radiuskorrektur	$\delta r_k = C_{rc} \cos 2\Phi_k + C_{rs} \sin 2\Phi_k$
Inklinationskorrektur	$\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k$
Korrigiertes A. d. Breite	$u_k = \Phi_k + \delta u_k$
Korrigierter Radius	$r_k = a(1 - e \cdot \cos E_k) + \delta r_k$
Korrigierte Inklination	$i_k = i_0 + \dot{i} \cdot t_k + \delta i_k$
Position in der Bahnebene	$X'_k = r_k \cos u_k$ $Y'_k = r_k \sin u_k$
Korrigierte RA d. a. Knotens	$\Omega_k = \Omega + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{0e}$
erdfeste Koordinaten	$X_k = X'_k \cos \Omega_k - Y'_k \sin \Omega_k \cos i_k$ $Y_k = X'_k \sin \Omega_k + Y'_k \cos \Omega_k \cos i_k$ $Z_k = Y'_k \sin i_k$

TABLE A4 GPS NAVIGATION MESSAGE FILE - DATA RECORD DESCRIPTION		
OBS. RECORD	DESCRIPTION	FORMAT
PRN / EPOCH / SV CLK	- Satellite PRN number - Epoch: Toc - Time of Clock year (2 digits, padded with 0 if necessary) month day hour minute second - SV clock bias (seconds) - SV clock drift (sec/sec) - SV clock drift rate (sec/sec <sup>2</sup> )	I2,  1X,I2.2, 1X,I2, 1X,I2, 1X,I2, 1X,I2, F5.1, 3D19.12  *)
BROADCAST ORBIT - 1	- IODE Issue of Data, Ephemeris - Crs (meters) - Delta n (radians/sec) - M0 (radians)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 2	- Cuc (radians) - e Eccentricity - Cus (radians) - sqrt(A) (sqrt(m))	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 3	- Toe Time of Ephemeris (sec of GPS week) - Cic (radians) - OMEGA (radians) - CIS (radians)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 4	- i0 (radians) - Crc (meters) - omega (radians) - OMEGA DOT (radians/sec)	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 5	- IDOT (radians/sec) - Codes on L2 channel - GPS Week # (to go with TOE) Continuous number, not mod(1024)! - L2 P data flag	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 6	- SV accuracy (meters) - SV health (bits 17-22 w 3 sf 1) - TGD (seconds) - IODC Issue of Data, Clock	3X,4D19.12
BROADCAST ORBIT - 7	- Transmission time of message (**) (sec of GPS week, derived e.g. from Z-count in Hand Over Word (HOW)) - Fit interval (hours) (see ICD-GPS-200, 20.3.4.4) Zero if not known - spare - spare	3X,4D19.12