

Sinyal dan Data GPS



Sinyal GPS

- Satelit GPS memancarkan sinyal yang pada prinsipnya memberitahu pengamat tentang posisi satelit, jarak satelit ke pengamat dan informasi waktunya
- Sinyal GPS juga digunakan untuk menginformasikan kesehatan satelit
- Dengan mengamati sinyal dari satelit dengan jumlah yang cukup, pengamat dapat menentukan posisinya

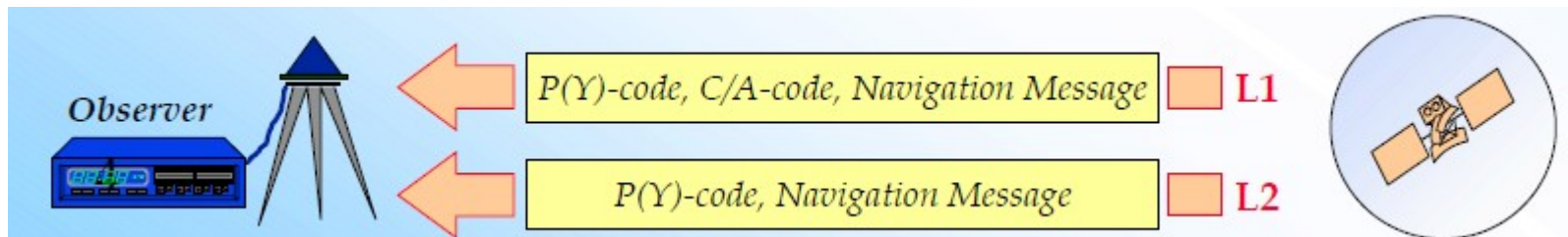


Data dalam Sinyal GPS

- Setiap sinyal dari satelit GPS membawa data yang diperlukan untuk mendukung penentuan posisi, kecepatan dan waktu:
 - Waktu transmisi
 - Posisi satelit
 - Kesehatan satelit
 - Koreksi jam
 - Efek refraksi
 - Transformasi waktu ke UTC
 - Status konstelasi satelit

Komponen Sinyal GPS

- Komponen untuk kalkulasi jarak
 - P code → Precise
 - C/A code → Coarse Acquisition
- Komponen untuk informasi posisi satelit
 - Koordinat XYZ → Broadcast Ephemeris
- Carrier Wave → membawa code dan navigation message dari satelit ke user → freq L1 & L2



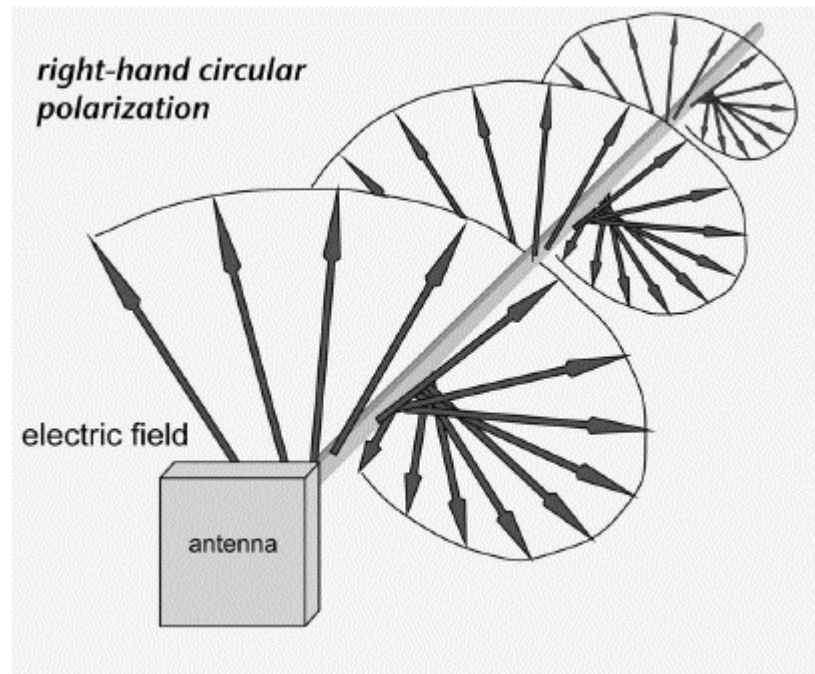
Anti Spoofing

- Untuk menghindari spoofing dari pihak musuh, US menerapkan anti spoofing
- Data navigasi dienkripsi untuk keperluan militer
- GPS untuk sipil tidak bisa menggunakan fitur ini

Polarisasi Sinyal GPS

- Sinyal GPS menggunakan polarisasi **lingkaran tangan kanan (Right hand circular polarisation - RHCP)**
- Untuk melawan fading yang terkait dengan rotasi Faraday yang disebabkan oleh medan magnetik bumi
- Antena user juga harus menggunakan prinsip RHCP

Right hand circular polarisation - RHCP



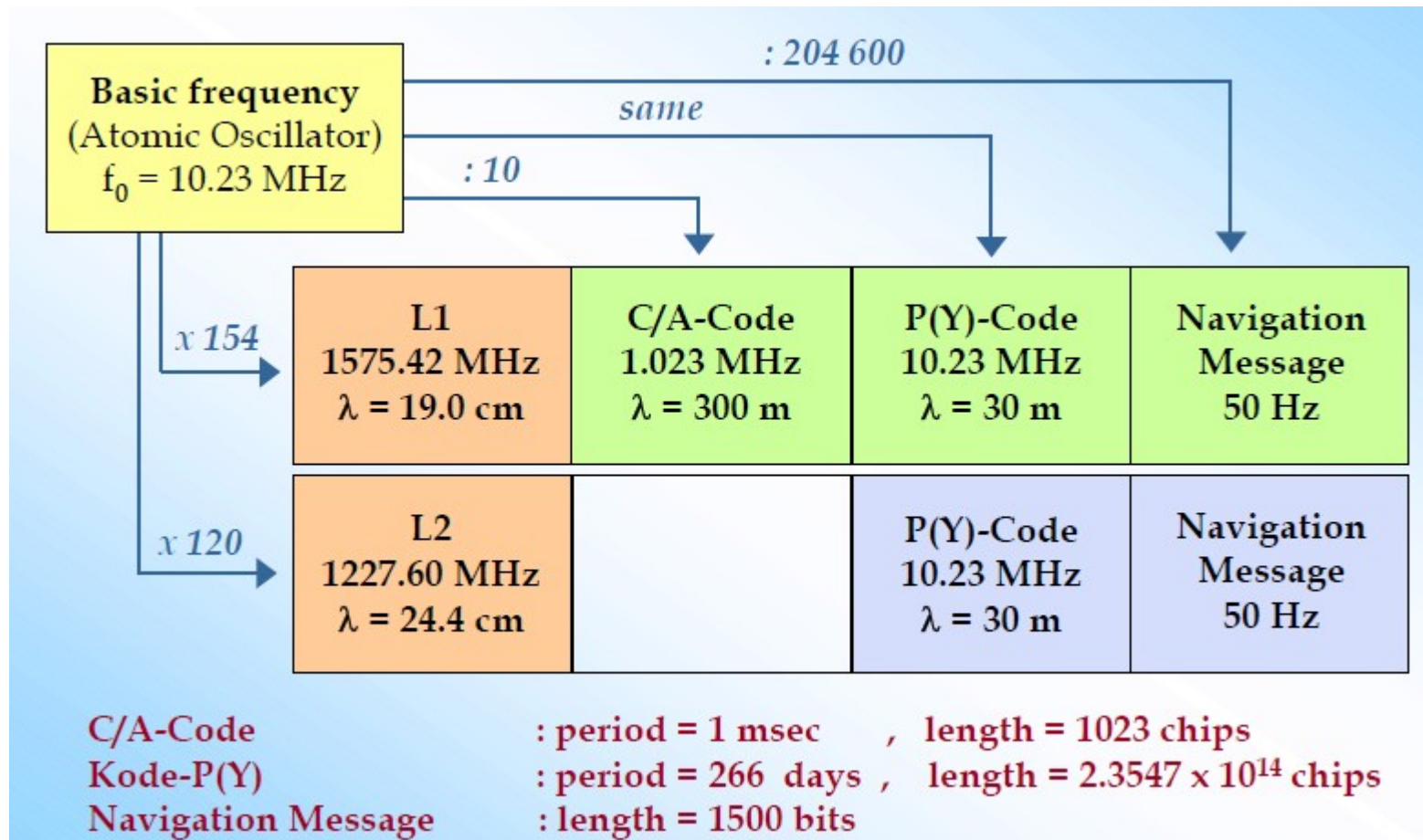
Right hand circular polarisation - RHCP



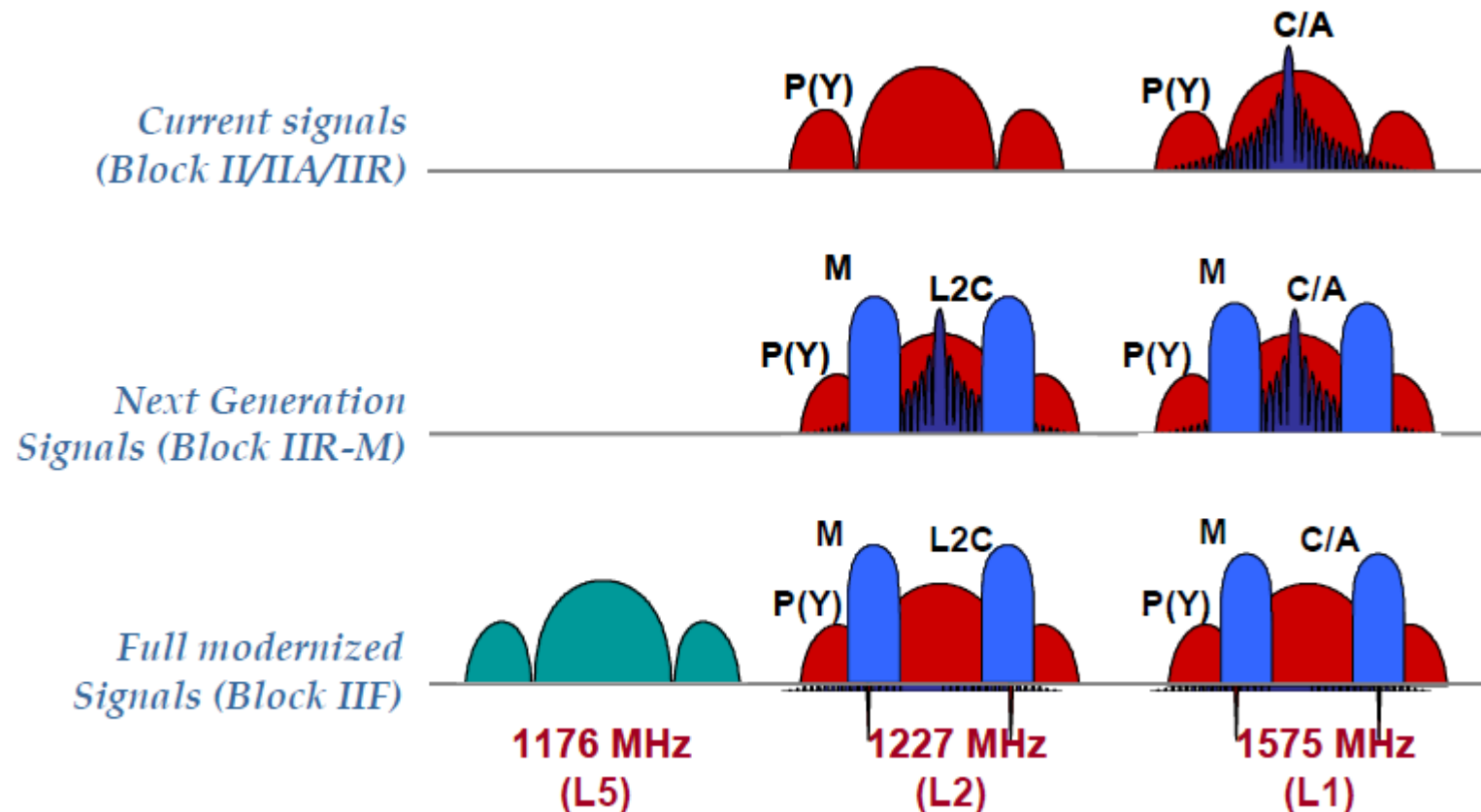
Right hand circular polarisation - RHCP



Struktur Sinyal GPS

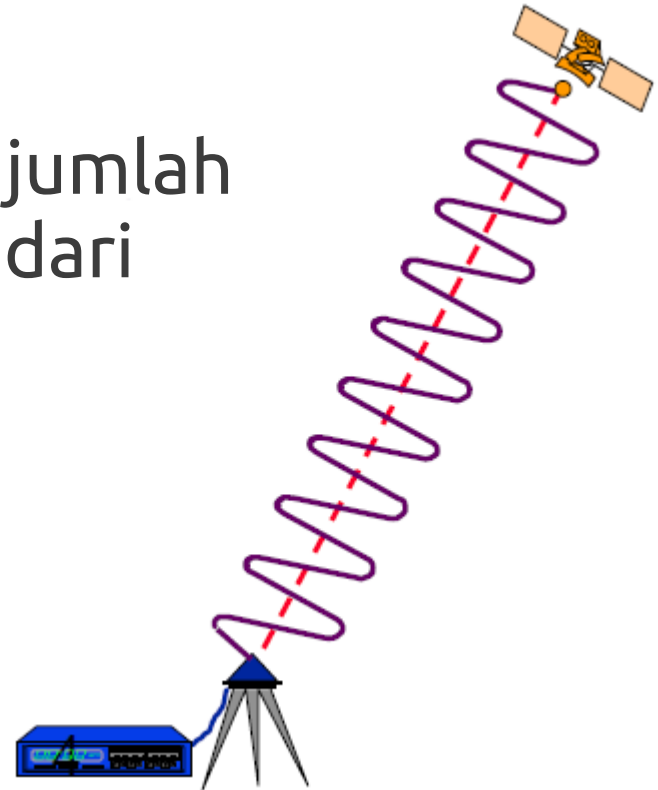


Sinyal GPS



Jarak Satelit - User

- Pseudoranges
 - Berdasarkan travel time sinyal
- Phase Ranges
 - Berdasarkan fase atau jumlah gelombang sinus yang dari satelit ke user



Pseudo-Random Noise Codes

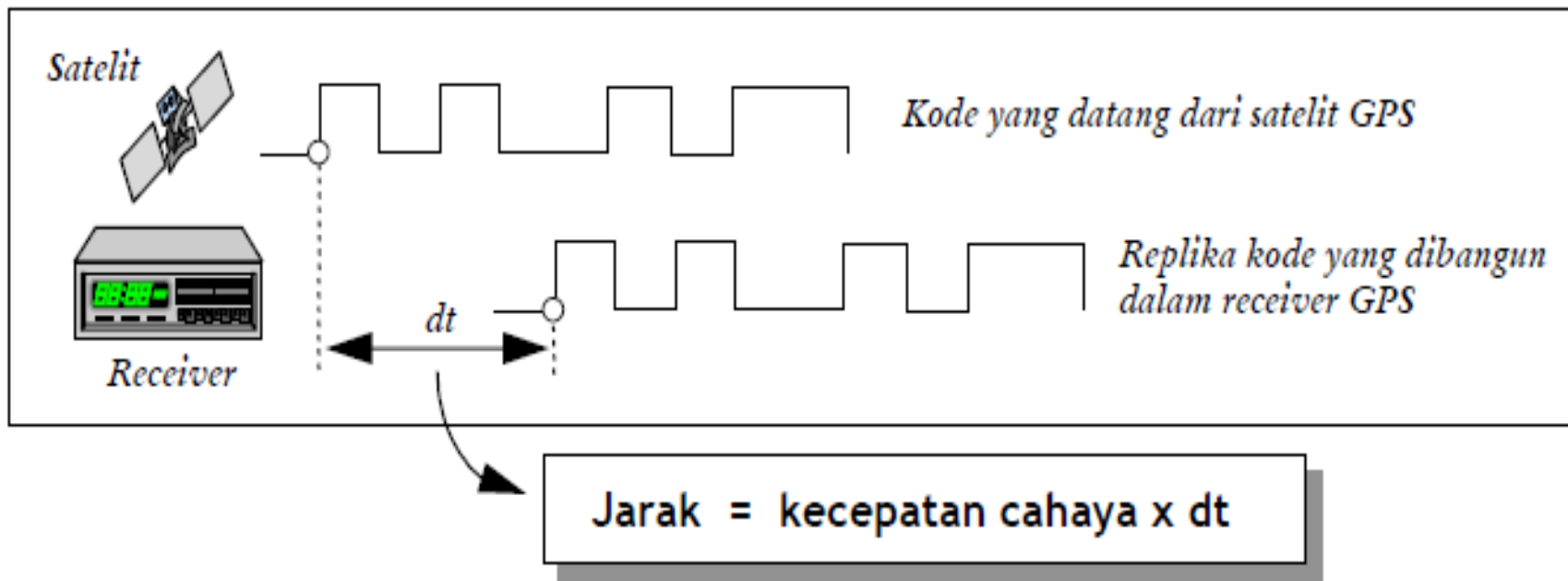
- Rangkaian kombinasi 0 dan 1
- Disusun menggunakan algoritma tertentu
- Setiap satelit memiliki PRN code yang unik
- Dua kode :
 - P code
 - C/A code

10111100011001101001110001110001011110001100110100111000111000



Penentuan Jarak Pseudorange

- Pada saat satelit mengirimkan PRN code, pada saat itu pula receiver membangkitkan PRN code yang sama



Kode P vs Kode C/A

- Kode P memiliki bit rate yang lebih tinggi
 - Panjang gelombang lebih kecil
 - Presisi jarak lebih tinggi
 - Lebih tahan thd efek multipath fading
- Kode P dimodulasi oleh dua freq L1 + L2
 - Efek bias oleh ionosfer bisa dikurangi
- P lebih tahan jamming daripada C/A

Modulasi Sinyal GPS

<i>Navigation Message</i>
Kode - P(Y)

<i>Navigation Message</i>
Kode - C/A

<i>Navigation Message</i>	<i>Navigation Message</i>
Kode - P(Y)	Kode - C/A
Sinyal L1	

<i>Navigation Message</i>
Kode - P(Y)
Sinyal L2

Sinyal GPS

Secara matematis, sinyal-sinyal L1 dan L2 dapat dirumuskan sbb. :

$$S_{L1}(t) = A_p \cdot P_i(t) \cdot D_i(t) \cdot \sin(2\pi f_1 t) + A_c \cdot C_i(t) \cdot D_i(t) \cdot \cos(2\pi f_1 t)$$

$$S_{L2}(t) = B_p \cdot P_i(t) \cdot D_i(t) \cdot \sin(2\pi f_2 t)$$

A_p & B_p = amplitudo kode-P(Y) pada sinyal L1 dan L2

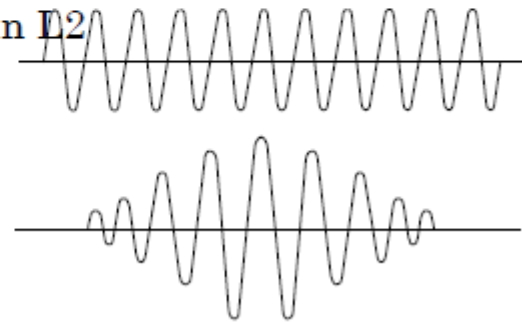
A_c = amplitudo kode-C/A pada sinyal L1

$P_i(t)$ = rangkaian kode-P(Y) dengan state ± 1

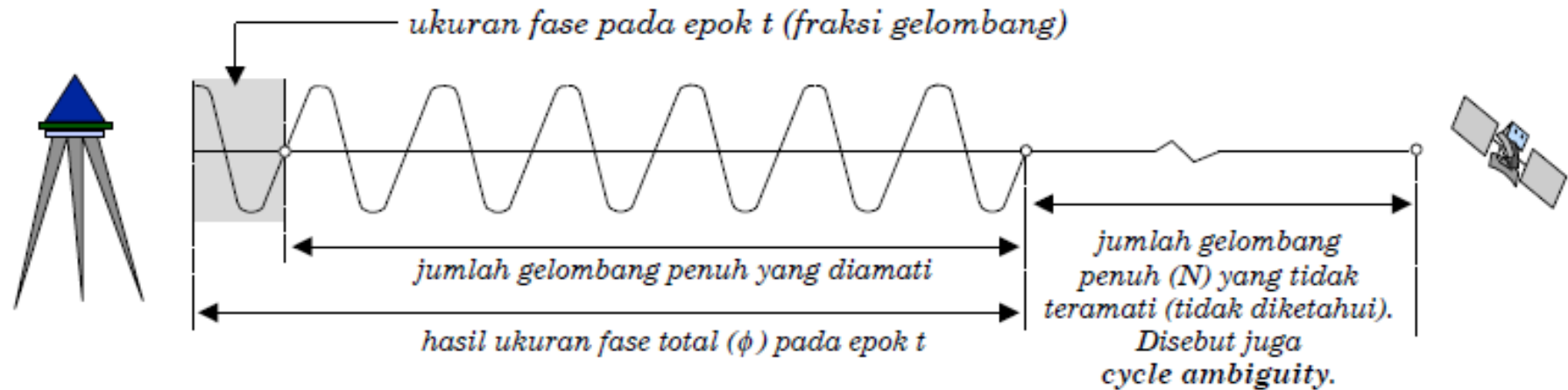
$C_i(t)$ = rangkaian kode-C/A dengan state ± 1

$D_i(t)$ = rangkaian data dengan state ± 1

f_1 dan f_2 = frekuensi sinyal-sinyal L1 dan L2



Penentuan Jarak Dgn Fase

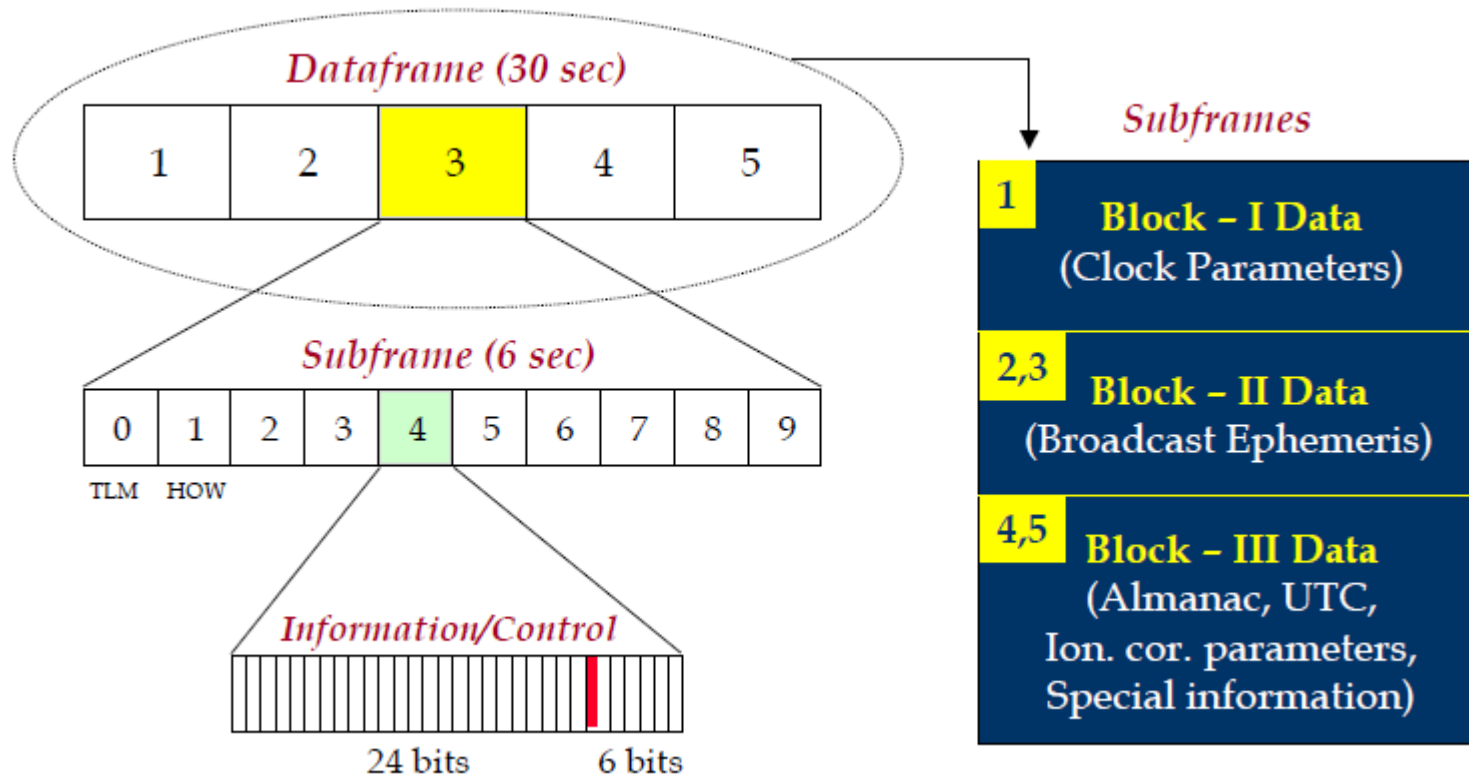


$$\text{Jarak} = \text{panjang gelombang} \cdot (\phi + N)$$

GPS Nav Message

- Data orbit satelit
- Data almanac satelit
- Parameter koreksi clock
- Sat health
- Ionospheric model parameter
- Offset antara GPS dan UTC time system
- Hal ini ditentukan oleh GPS Control Segment

Struktur Message



Broadcast Ephemeris

- Berisi parameter waktu, orbit satelit dan perturbasi satelit
- Param waktu → waktu ref utk param ephemeris, jam satelit, 3 koefisien utk koreksi jam satelit dan Issue of Data
- Param orbit → akar sumbu panjang ellips, eksentrisitas, right ascension of ascending node, perigee dan anomali menengah

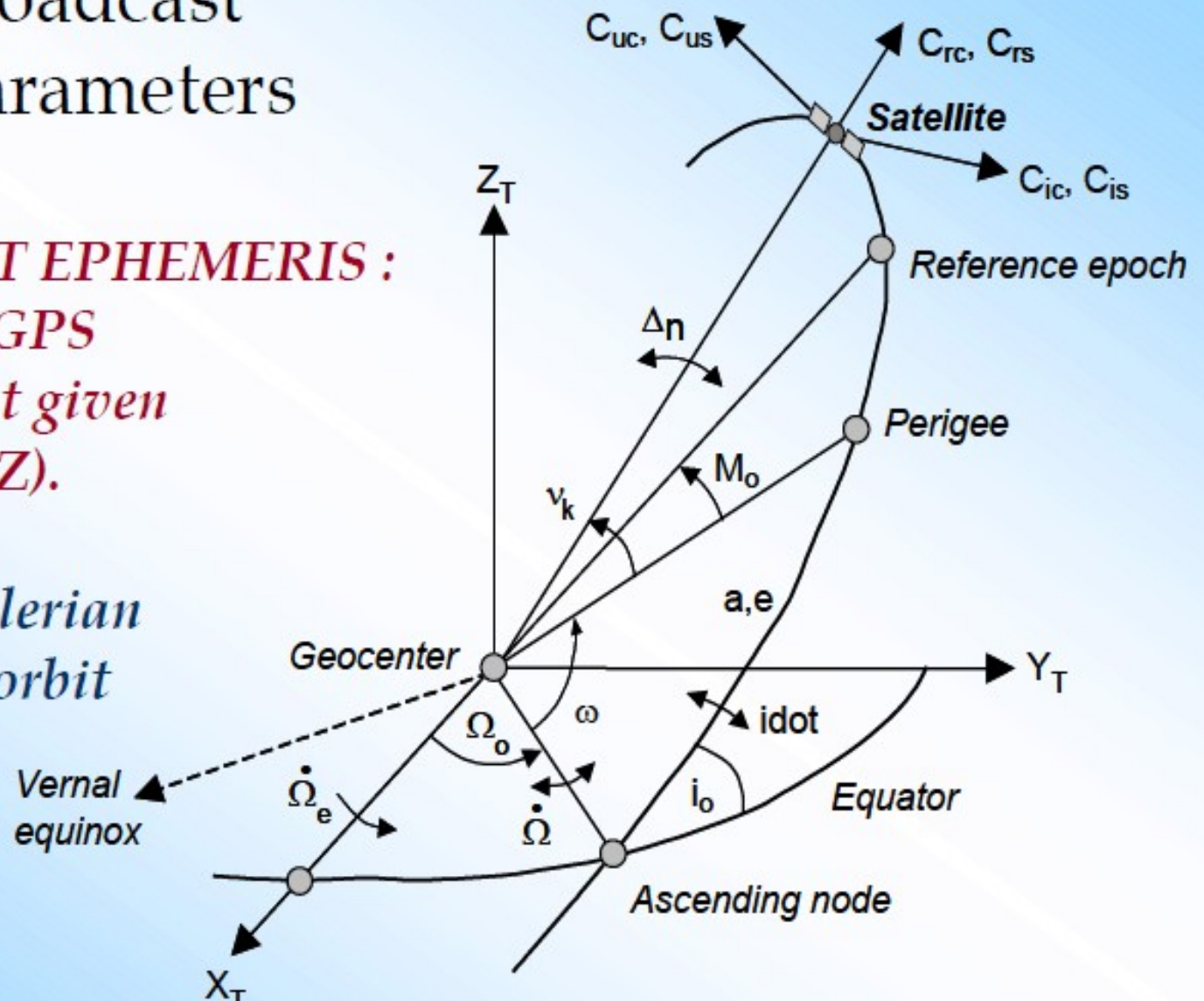
Broadcast Ephemeris

Content of GPS Broadcast Ephemeris

Time Parameters	
• t_{oe}	Reference time for the ephemeris parameters (s)
• t_{oc}	Reference time for the clock parameters (s)
• a_0, a_1, a_2	Polynomial coefficients for satellite clock correction, i.e. representing the bias (s), drift (s/s), and drift-rate (s/s ²) components.
• IOD	Issue of Data (arbitrary identification number)
Satellite Orbit Parameters	
• \sqrt{a}	Square root of the semi-major axis (m ^{1/2})
• e	Eccentricity of the orbit (dimensionless)
• i_0	Inclination of the orbit at t_{oe} (semicircles)
• Ω_0	Longitude of the ascending node at t_{oe} (semicircles)
• ω	Argument of perigee (semicircles)
• M_0	Mean anomaly at t_{oe} (semicircles)
Orbital Perturbation Parameters	
• Δn	Mean motion difference from computed value (semicircles/s)
• $\dot{\Omega}$	Rate of change of right ascension (semicircles/s)
• \dot{i}	Rate of change of inclination (semicircles/s)
• C_{us} and C_{uc}	Amplitude of the sine and cosine harmonic correction terms to the argument of latitude (rad)
• C_{is} and C_{ic}	Amplitude of the sine and cosine harmonic correction terms to the inclination angle (m)
• C_{rs} and C_{rc}	Amplitude of the sine and cosine harmonic correction terms to the orbit radius (m)

Geometric Visualization of the GPS Broadcast Ephemeris Parameters

- *In BROADCAST EPHEMERIS : Coordinates of GPS satellites are not given directly in (X,Y,Z).*
- *Instead the Keplerian elements of the orbit are given.*



Contoh Broadcast Ephemeris dari Satelit GPS (PRN 5) Dalam Format RINEX

```
2          NAVIGATION DATA          RINEX VERSION / TYPE
ASHTORIN          24 - NOV - 96 00:54 PGM / RUN BY / DATE
                                     COMMENT
                                     END OF HEADER

5 96 11 23  6  0  0.0 .695018097758D-04 .193267624127D-11 .000000000000D+00
    .720000000000D+02 .114937500000D+03 .503163815935D-08 .228558310350D+01
    .587292015553D-05 .126769649796D-02 .383704900742D-05 .515377617836D+04
    .540000000000D+06 .558793544769D-08 -.236591202448D+01 -.298023223877D-07
    .947094241225D+00 .300312500000D+03 -.136772230744D+01 -.852999816581D-08
    .353586156854D-09 .000000000000D+00 .880000000000D+03 .000000000000D+00
    .700000000000D+01 .000000000000D+00 .232830643654D-08 .584000000000D+03
    .536670000000D+06 .000000000000D+00 .000000000000D+00 .000000000000D+00
```


Algoritma Penentuan Koordinat Satelit

- $\mu = 3.986005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$
- $\dot{\Omega}_e = 7.2921151467 \times 10^{-5} \text{ rad/s}$
- $\pi = 3.1415926535898$
- $a = (\sqrt{a})^2$
- $n_o = \sqrt{(\mu/a^3)}$
- $t_k = t - t_{oe}$
- $n = n_o + \Delta n$
- $M_k = M_o + n \cdot t_k$
- $M_k = E_k - e \cdot \sin E_k$
- $\cos v_k = (\cos E_k - e) / (1 - e \cdot \cos E_k)$
- $\sin v_k = \sqrt{1 - e^2} \cdot \sin E_k / (1 - e \cdot \cos E_k)$
- $\phi_k = v_k + \omega$
- $\delta u_k = C_{uc} \cdot \cos 2\phi_k + C_{us} \cdot \sin 2\phi_k$
- $\delta r_k = C_{rc} \cdot \cos 2\phi_k + C_{rs} \cdot \sin 2\phi_k$
- $\delta i_k = C_{ic} \cdot \cos 2\phi_k + C_{is} \cdot \sin 2\phi_k$
- $u_k = \phi_k + \delta u_k$
- $r_k = a \cdot (1 - e \cdot \cos E_k) + \delta r_k$
- $i_k = i_o + \dot{i} \cdot t_k + \delta i_k$
- $x_k = r_k \cdot \cos u_k$
- $y_k = r_k \cdot \sin u_k$
- $\Omega_k = \Omega_o + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$
- $X_k = x_k \cdot \cos \Omega_k - y_k \cdot \sin i_k \cdot \sin \Omega_k$
- $Y_k = x_k \cdot \sin \Omega_k + y_k \cdot \cos i_k \cdot \cos \Omega_k$
- $Z_k = y_k \cdot \sin i_k$

Nilai konstanta gravitasi bumi (WGS-84)

Kecepatan rotasi bumi (WGS-84)

Nilai π standar untuk GPS

Nilai sumbu panjang ellipsoid

Nilai *mean motion* nominal

Waktu sejak waktu referensi ephemeris

Nilai *mean motion* yang telah dikoreksi

Nilai anomali menengah

Persamaan Kepler untuk menentukan nilai anomali eksentrik (E_k).

Persamaan untuk menentukan

Nilai anomali sejati (v_k)

Nilai argumen lintang

Nilai koreksi untuk argumen lintang

Nilai koreksi untuk radius

Nilai koreksi untuk inklinasi

Nilai argumen lintang yang telah dikoreksi

Nilai radius yang telah dikoreksi

Nilai inklinasi yang telah dikoreksi

Koordinat satelit dalam bidang orbit

Nilai bujur dari titik naik yang telah dikoreksi

Koordinat geosentrik dari satelit

(*earth-fixed*)



Data Almanak GPS



ID	Nomor PRN dari satelit
HEALTH	Status kesalahan satelit

PARAMETER WAKTU

- WEEK Minggu GPS
- t_{0a} Waktu referensi parameter almanak (dalam det)
- a_0, a_1 Koeffisien polinomial untuk koreksi kesalahan jam satelit, dalam unit det, det/det, dan det/det².

PARAMETER ORBIT SATELIT

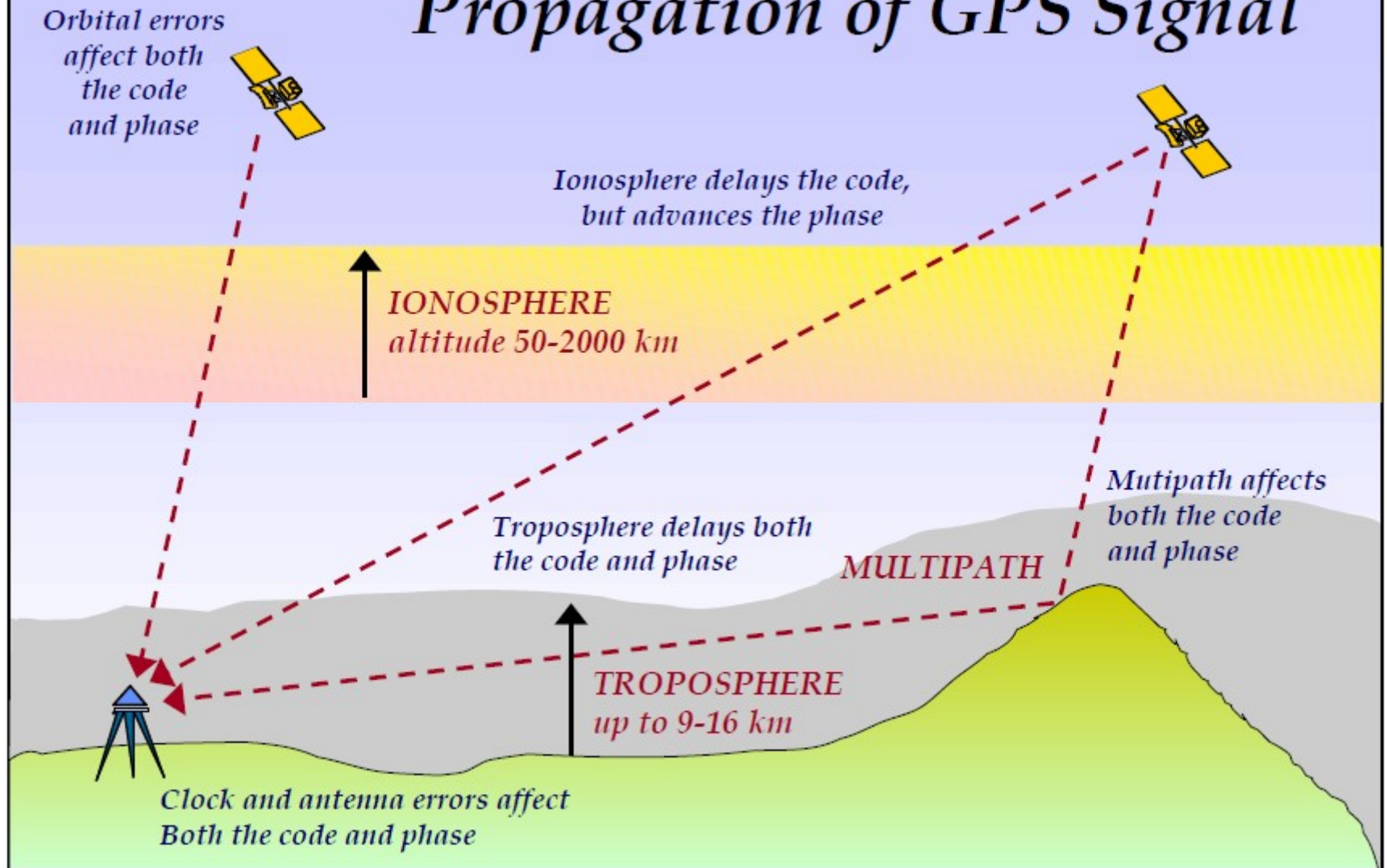
- \sqrt{a} Akar dari sumbu panjang ellipsoid ($m^{1/2}$)
- e Eksentrisitas
- δi Offset dari inklinasi nominal (dalam setengah lingkaran)
- ω Argumen perigee (dalam setengah lingkaran)
- M_0 Anomali menengah pada waktu t_{0a} (dalam setengah lingkaran)
- Ω_0 Asensio Rekta dari titik naik (*ascending node*) pada waktu WEEK (dalam setengah lingkaran)
- $\dot{\Omega}$ Kecepatan perubahan dari asensio rekta (dalam setengah lingkaran per detik)

Contoh Data Almanak GPS

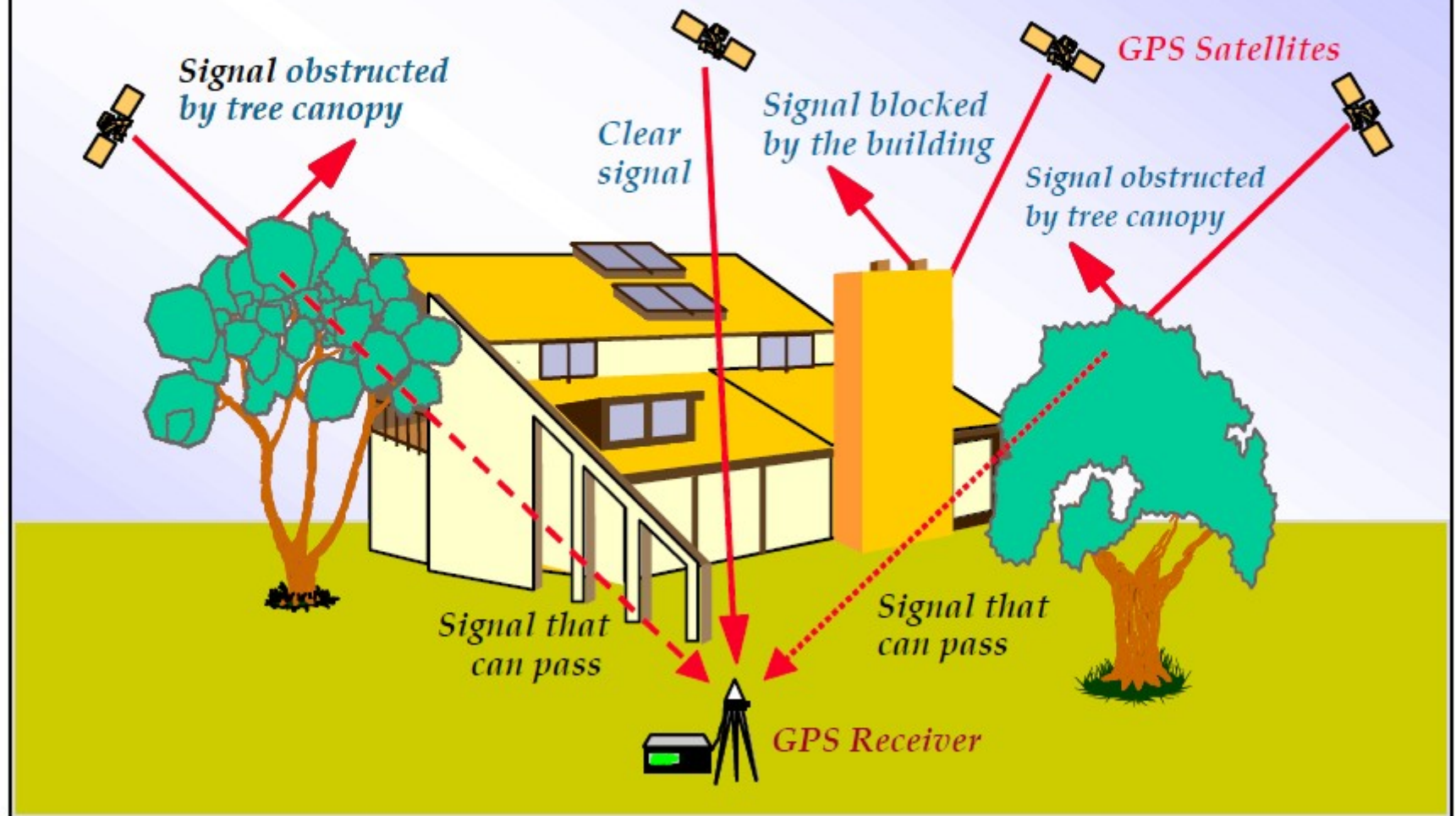
***** Week 871 almanac for PRN-01 ***** ID:01

Health	:	000
Eccentricity	:	3.4966468811E-003
Time of Applicability(s)	:	319488.0000
Orbital Inclination(rad)	:	0.9547377229
Rate of Right Ascen(r/s)	:	-8.0003337288E-009
SQRT(A) (m ^{1/2})	:	5153.578613
Right Ascen at TOA(rad)	:	2.9986038208E+000
Argument of Perigee(rad)	:	-1.491217732
Mean Anom(rad)	:	-3.3758063801E-003
Af0(s)	:	2.8610229492E-006
Af1(s/s)	:	0.0000000000E+000
Week	:	871

Propagation of GPS Signal



Obstructions and Interference to GPS signals



End