KONGSBERG NAVIGATION

GPS I ROMMET

INGE BJART TORKILDSEN
Project Engineer SW
P.O.Box 183, 3601 Kongsberg, Norway. Telefax (+47 3) 73 63 50
Tel. (+47 3) 73 60 80

Sammendrag

Some theoretical and technical principles of GPS space navigation are explained and applied to the HERMES spaceplane and COLUMBUS Free-Flying Laboratory, TOPEX/POSEIDON, ARISTOTELES and EOS satellites. Basic principles of the Precise Range and Range Rate Equipment (PRARE) have also been explained as this instrument will be implemented on some of the Block III GPS satellites for satellite-to-satellite tracking.

1 Innledning

GPS satellittene er i seg selv interessante for forskere som studerer satellittenes banebevegelser, men GPS kan i prinsippet også brukes til stedfesting av romfartøyer og andre satellitter i jordbane. Denne anvendelsen er i ferd med å bli implementert både i amerikanske og europeiske romprosjekt og noen teoretiske og tekniske prinsipper vil her bli gjennomgått.

Den praktiske konsekvensen av Kepler's lover for GPS-satellittene er :

- Den relative bevegelsen i forhold til vårjevndøgnspunktet foregår i et stasjonært plan som inneholder jordens massesentrum.
- Det fjerneste (apoge) og nærmeste punktet (perige) i banen er stasjonære i rommet.
- Størrelsen og formen på ellipsebanen er konstant.
- Satellitthastigheten er ikke konstant: den er størst i perige og minst i apoge.
- Satellittene har en omløpstid på ca. 12 timer som er lengre enn andre navigasjonssatellitter som f.eks. Transit.

GPS-satellittbanenes mest hensiktsmessige referanse er jordens ekvatorplan og rektangulære koordinater med x-aksen gjennom Greenwich-meridianen (fig. 1) i et jordfast roterende system.

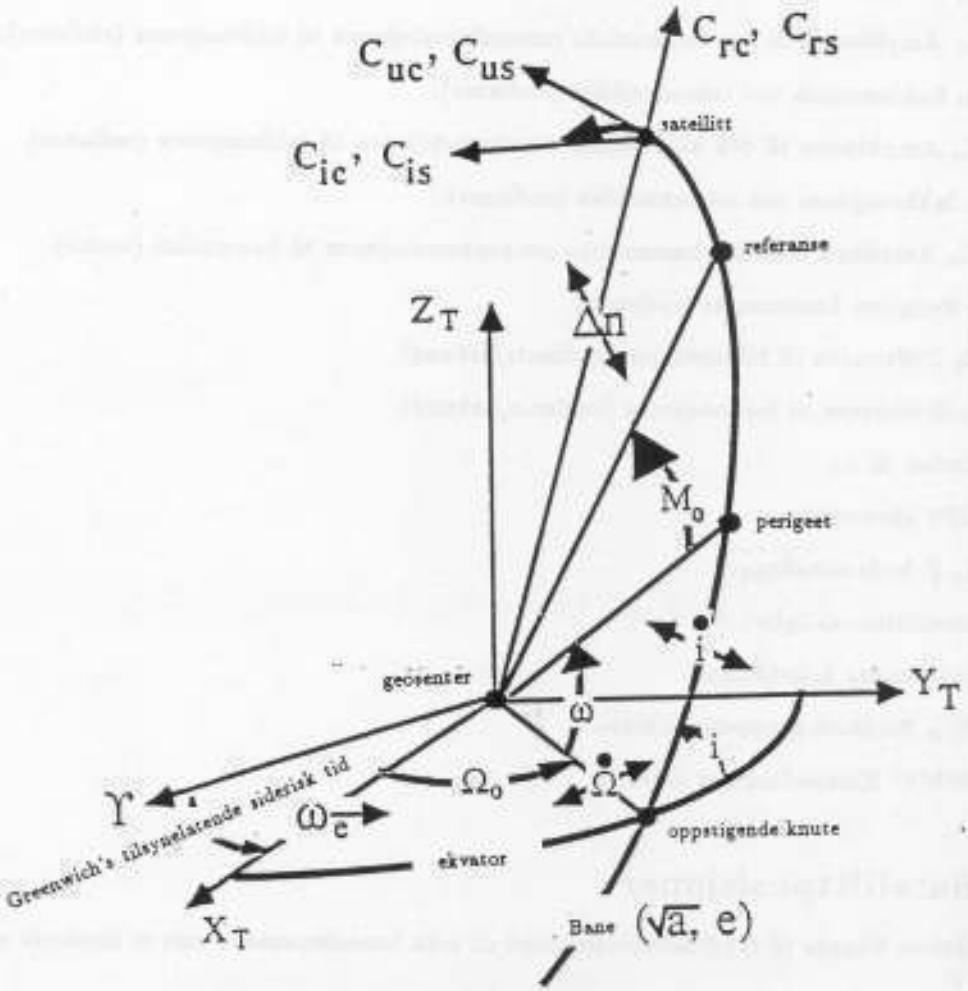
2 Navigasjonsmeldingen

Navigasjonsmeldingen som sendes via GPS inneholder følgende parametre:

- $AODE$ Efemeridens alder i sekund.
- C_{rs} Amplituden til den harmoniske sinuskorreksjonen av baneradius i meter.
- Δn Differansen mellom middelbevegelsen og den beregnede verdi (radianer/sekund).
- M_0 Middelanomalien ved referansetiden (radianer).
- C_{uc} Amplituden til den harmoniske cosinuskorreksjonen til oppadstigende knutes lengde (radianer).
- e Eksentrisiteten

Tabell 1: GPS Navstar systemoversikt

Type		Blokk II
Status 20. desember 1990		10 satellitter skutt opp
Oppskytningsplan		24 satellitter 1989-93
Banekonfigurasjon		3 satellitter separert med 120° i hvert av seks plan som er separert med 60°
Banehøyde		20.183 km
Inklinasjon (grader)		55
Omløpsperiode		12 timer
Satellitter alltid til syne		5
Repetisjon		160.6 timer
Oppskytningsraketter		Delta II/PAM-D
Vekt i bane		930 kg
Levetid		7.5 år
2 frekvensbånd (MHz)	L_1	1565.2 - 1585.7
	L_2	1217.4 - 1237.8
Bitrate (Mbit/s)	C/A-koden	1.023
	P-koden	10.23
EIRP (dBW)	C/A-koden	26.8 - 28.8
	P-koden	23.8
Max. effekttetthet i L_1-spekteret		-41 dBW/Hz
Polarisering		Høyre sirkulær
Navigasjonsnøyaktighet (meter)		
Horisontalplanet	C/A-koden	100
	P-koden	16
Vertikalplanet	C/A-koden	157
	P-koden	28
Hastighet (m/s)	C/A-koden	0.2
	P-koden	0.2
Tid (nanosekund)	C/A-koden	385
	P-kode	180
Integritetskonfindens (timer)		1.5



Figur 1: GPS baneparametre

- C_{us} Amplituden til den harmoniske sinuskorreksjonen til oppadstigende knutes lengde (radianer).
- $\sqrt{A}$ Kvadratroten til store halvakse ($\sqrt{m}$).
- T_{oe} Efemeride referansetiden (sekunder).
- C_{ic} Amplituden til den harmoniske cosinuskorreksjonen til inklinasjonen (radianer).
- Ω_0 Rektasensjon ved referansetiden (radianer).
- C_{is} Amplituden til den harmoniske sinuskorreksjonen til inklinasjonen (radianer).
- i_0 Inklinasjonen ved referansetiden (radianer).
- C_{rc} Amplituden til den harmoniske cosinuskorreksjonen til baneradien (meter).
- ω Perigeets knutelengde (radianer).
- $\dot{\Omega}_0$ Driftsraten til rektasensjon (radianer/sekund).
- $\dot{i}_0$ Driftsraten til inklinasjonen (radianer/sekund).
- Koden til L_2.
- GPS ukenummer.
- L_2 P-kode dataflagg
- Satellittnøyaktighet.
- Satellittens helsetilstand.
- T_{GD} Estimert gruppeforsinkelse.
- $AODC$ Klokkedataenes alder.

3 Satellittposisjoner

Vi beskriver banene til GPS satellittene med de seks baneelementene som er illustrert numerisk i tabell 2:

1. **a store halvakse**
2. **e eksentrisiteten**
3. i_o **inklinasjonen** ved referansetiden t_o
4. Ω_o oppstigende knutes lengde (rektasensjon)
5. ω perigeets knutelengde
6. M_o midlere anomali

Vi kan uttrykke satellittenes posisjoner i rektangulære koordinater som følger:

$$\begin{aligned} x &= P_x r \cos f + Q_x r \sin f \\ y &= P_y r \cos f + Q_y r \sin f \\ z &= P_z r \cos f + Q_z r \sin f \end{aligned} \tag{1}$$

Tabell 2: Baneelementer for de operative GPS satellittene 16.desember 1990 kl 00:00 UTC. GMST = 84.3745 grader.

PRN	a (km)	e	i_0 (grd)	Ω_0 (grd)	ω (grd)	M_0 (grd)
2	26559.6140	0.008959	54.8281	8.5866	180.7382	237.2605
3	26560.3085	0.012570	63.9941	82.5527	147.4316	204.0788
6	26559.7248	0.006180	63.8159	321.0739	118.3099	174.8521
9	26560.4949	0.015500	63.6144	320.5938	59.6588	192.6751
11	26548.6603	0.014340	63.4730	82.2800	221.8858	278.4516
12	26559.8557	0.010970	63.1152	320.0586	320.3817	27.0534
13	26560.4455	0.002492	63.2268	81.1772	220.6172	278.3929
14	26560.0822	0.005283	55.0155	190.1029	158.8352	215.5204
15	26560.5200	0.008010	54.9060	131.2008	115.6964	172.2242
16	26558.8542	0.002278	54.8720	190.9317	155.4670	211.8527
17	26558.0287	0.006629	54.9987	132.9848	58.9864	115.2337
18	26560.8019	0.004550	54.4734	248.4281	50.1159	106.8518
19	26577.3275	0.003142	54.5091	309.4788	319.6629	19.3673
20	26560.0822	0.003515	55.1443	8.4492	100.2557	156.8622
21	26559.7954	0.009944	54.6722	189.1124	119.2395	175.7944
23	26560.2230	0.004092	54.8889	190.4336	210.1911	266.8229

hvor

$$
\begin{aligned}
P_x &= \cos\omega\cos\Omega - \sin\omega\sin\Omega\cos i \\
Q_x &= -\sin\omega\cos\Omega - \cos\omega\sin\Omega\cos i \\
P_y &= \cos\omega\sin\Omega + \sin\omega\cos\Omega\cos i \\
Q_y &= -\sin\omega\sin\Omega - \cos\omega\cos\Omega\cos i \\
P_z &= \sin\omega\sin i \\
Q_z &= \cos\omega\sin i
\end{aligned}
$$

Hastighetskomponentene kan uttrykkes tilsvarende,

$$
\begin{aligned}
\dot{x} &= -\frac{na}{r}(P_x a\sin E - Q_x a\sqrt{1-e^2}\cos E) \\
\dot{y} &= -\frac{na}{r}(P_y a\sin E - Q_y a\sqrt{1-e^2}\cos E) \\
\dot{z} &= -\frac{na}{r}(P_z a\sin E - Q_z a\sqrt{1-e^2}\cos E)
\end{aligned}
\tag{3}
$$

hvor n er middelbevegelsen og a store halvaksen, som beskrevet tidligere.

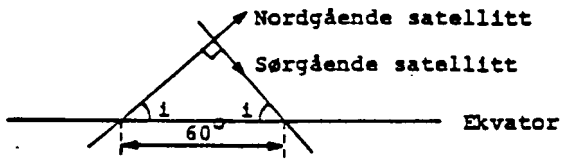
Oppstigende knutes lengdeparameter $\overline{\Omega_0}$ forholder seg til oppstigende knutes lengde Ω_0 ved tiden t_0 og Greenwich's tilsynelatende siderisk tid (GAST[1]) i begynnelsen av uken (søndag kl. 0000 UT);

$$\overline{\Omega_0} = \Omega_0 - GAST_{uke} \tag{4}$$

Den geografiske lengden λ til oppstigende knute i GPS tid t er da gitt ved

$$
\begin{aligned}
\lambda &= \omega - GAST \\
&= \Omega_0 + \dot{\Omega}(t-t_0) - GAST_{uke} - \omega_e t \\
&= \overline{\Omega_0} + (\dot{\Omega} - \omega_e)(t-t_0) - \omega_e t_0
\end{aligned}
$$

[1] Greenwich Apparent Sideral Time



Figur 3: Nord- og sørgående satellittbaner krysser hverandre under rett vinkel.

Tabell 3: Dominerende perturbasjoner for en GPS satellitt

KILDE	Max aksellerasjon m/sek^2	Max avdrift $m/time$
Jordens sentrale gravitasjonsfelt	$5.65 \cdot 10^{-1}$	$1.4 \cdot 10^{6}$
Jordens annen zonale harmoniske	$5.3 \cdot 10^{-5}$	300
Månens gravitasjon	$5.5 \cdot 10^{-6}$	40
Solens gravitasjon	$3 \cdot 10^{-6}$	20
Jordens fjerde zonale harmoniske	10^{-7}	0.6
Solens stråling	10^{-7}	0.6
Jordens gravitasjonsanomalier	10^{-8}	0.06
Alle andre krefter	10^{-8}	0.06

3.2 Perturbasjoner

For GPS satellittene ($a \approx 26560$ km) er de maksimale aksellerasjonene og avdrift pr. time pga. de viktigste perturbasjonene som følger av tabell 3 [Van Dierendonck et al. 1978].

Vi ser av tabellen at perturbasjonene som forårsakes av jordens annen zonale harmoniske (J_2) er den dominerende for GPS satellittene, mens J_4 er ca. tusen ganger mindre i størrelse.

Perturbasjonsproblemet løses numerisk for GPS gjennom navigasjonsmeldingen som beskriver en bane som er basert på de observasjoner som er gjort av kontrollstasjonene [JPO Juli 1989].

4 Stedfesting

GPS er opprinnelig utviklet for navigasjon som vi kan kalle kinematisk posisjonering i sanntid.

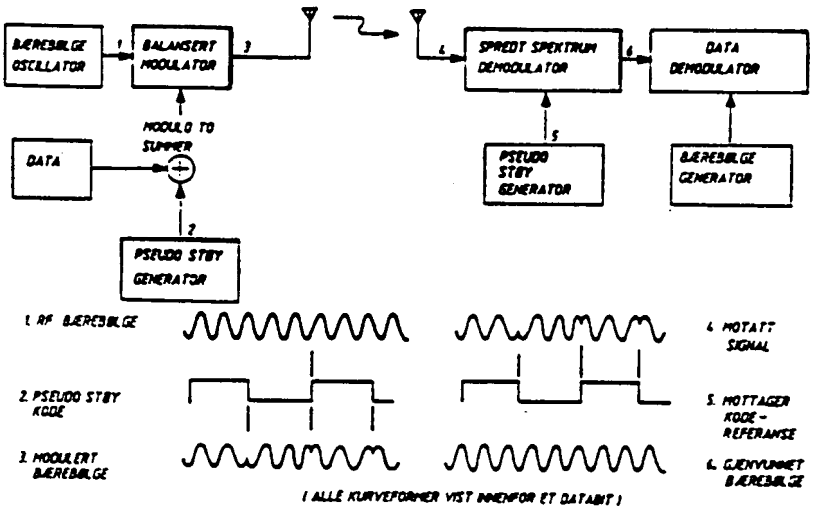
Dynamisk posisjonering er et uttrykk som brukes i offshore-bransjen ved f.eks. rørlegging og posisjonering av en oljerigg der fartøyet holdes på plass av maskineri eller ankre i den posisjon som gis av et integrert navigasjonssystem.

4.1 Radiomålinger

Det er tre typer målinger av radiosignalene fra GPS satellittene som kan brukes til stedfesting; nemlig kode- , doppler- og fasemålinger. Kombinasjonen av disse vil bli brukt i romprosjekt. Kode- og dopplermålinger er kjent blant navigatører og fasemålinger er i lengre tid brukt av geodeter til stedfesting av faste punkter på jordens overflate. Hver GPS satellitt sender radiosignaler på to frekvenser i L-båndet i mikrobølgeområdet. Senterfrekvensene for disse er 1575.43 MHz (L_1) og 1227.6 MHz (L_2).

De utsendte signalene fra satellittene har formen:

$$S_i(t) = D_i(t) M_i(t) \cos(\omega t + \Phi) \tag{6}$$



Figur 4: Blokkdiagram av direkte sekvens spredt spektrum system

der $D_i(t)$ er datamodulasjonen (50 bps[2]) av en navigasjonsmelding og annen informasjon om satellittene, $M_i(t)$ er kodemodulasjonen, ω er vinkelfrekvensen på bærebølgen og Φ er fasen. Indeksen i viser til satellitten.

L_1 signalet moduleres av både en presis kode (P-koden) for presis posisjonering (PPS[3]) og C/A[4]-kode for standard posisjonering (SPS[5]):

$$S_{L1}(t) = A_p P_i(t) D_i(t) \cos(\omega_1 t + \Phi) + A_c C_i(t) D_i(t) \cos(\omega_1 t + \Phi) \tag{7}$$

der A_p er P-kodens amplitude, $P_i(t)$ P-kodens status (± 1), A_c C/A-kodens amplitude og $C_i(t)$ C/A-kodens status.

L_2 signalet moduleres bare av P-koden som i sin krypterte form kalles Y-koden og er kun tilgjengelig for klassifiserte brukere:

$$S_{L2}(t) = B_p P_i(t) D_i(t) \cos(\omega_2 t + \Phi) \tag{8}$$

der B_p er amplituden og $P_i(t)$ eventuelt krypteres ($P_i(t)Y_i(t)$) for å gjøre kodesignalet ubrukelig for tofrekvensbrukere uten tilgang til kodesystemet og nøkkelen.

Kodene er pseudostøykoder (PRN[6]). C/A-koden består av en sekvens med binærkoder som sendes med en frekvens på 1.023 MHz og gjentas hvert millisekund (ms). P-koden består av en annen binærkodesekvens som sendes med frekvensen 10.23 MHz og gjentas kun hver 267 dag.

Fasemålinger på bærebølgen kan gjøres når modulasjonen er fjernet fra bølgen ved å kvadrere kodesignalene slik at vi får en ren sinusbølge med jevne nullgjennomganger upåvirket av faseskift i radiosignalet:

$$S(t)^2 = A(t)^2 \cos^2(\omega t + \Phi) = \frac{1}{2}(1 + \cos 2(\omega t + \Phi)) \tag{9}$$

der kodesekvensen alltid er lik $+1$ og kan droppes.

Siden bølgelengden for bærebølgen er mye kortere enn lengden til noen av kodene, er fasemålinger mye mer presise enn pseudoavstandsmålinger.

Det vi måler er hvor i fasen vi befinner oss, f.eks. 0.25 sykler eller 90° inne i fasen. Den mottatte fasen er ingen monoton, lineær funksjon i tiden $\Phi(t)$ pga. den relative bevegelsen mellom satellitt og mottaker, klokkedrift, refraksjon, relativistiske effekter etc.

[2] bits pr. sekund
[3] Precise Positioning Service
[4] Coarse/Acquisition
[5] Standard Positioning Service
[6] Pseudo Random Noise

En bakdel ved fasemålingene er at vi ikke vet i hvilken fase vi er da vi ikke kjenner antall perioder mellom satellitten og mottakeren. En metode å løse dette problemet på er å anta at påfølgende målinger har samme ukjente initialperiodeflertydighet, trekke dem fra hverandre og finne en stabil løsning.

Hovedproblemet er imidlertid fasebrudd, dvs. vi mister faselåsen pga. støy, refleksjoner etc. og er tilbake til utgangspunktet, hvilket er det største hinderet for å bruke fasemålinger i sanntid.

Faseforsinkelsen til radiosignalene gjennom ionosfæren og troposfæren kan beregnes ved å sammeligne fasene til L_1 og L_2 signalene.

Vi kan generelt uttrykke den observerte fasen som:

$$\Phi_k = -\frac{f_i}{c}\left(\rho - \frac{A}{f_i^2} + D_{trop}\right)$$

der $i = 1, 2$ $k = 1, 2, 3...n$ og ρ er avstanden mellom satellitten og mottakeren, f_i frekvensen (L_1 eller L_2), A en konstant som er proporsjonal med det totale (TEC[7]) elektroninnhold pr. kubikkmeter langs signalbanen i ionosfæren og D_{trop} forsinkelsen i troposfæren som vi kan se bort i fra når vi befinner oss utenfor atmosfæren.

Ved differensiering mellom tofrekvens fasemålinger (Φ_1 og Φ_2) finner vi et lite uttrykk som er proporsjonalt med ionosfæreeffekten:

$$\Phi_1 - \frac{f_1}{f_2}\Phi_2 = A_k \frac{f_1}{c}\left(\frac{1}{f_1^2} - \frac{1}{f_2^2}\right)$$

der k er observasjonsnummeret.

Ved å differensiere (11) på ny mellom to tett påfølgende fasemålinger, oppnås en enda mindre dobbeltdifferanse:

$$\begin{aligned} D_{ion} &\equiv \left(\Phi_1 - \frac{f_1}{f_2}\Phi_2\right)_k - \left(\Phi_1 - \frac{f_1}{f_2}\Phi_2\right)_{k-1} \\ &= \frac{f_1}{c}\left(\frac{1}{f_1^2} - \frac{1}{f_2^2}\right)(A_k - A_{k-1}) \end{aligned} \tag{12}$$

Dersom fasemålingene gir en verdi på D_{ion} som ikke er meget liten, indikerer dette et fasebrudd eller unormalt mye støy i målingene til en av de to eller begge frekvensene.

I områder med mye plasmaturbulens eller scintillasjoner i ionosfæren er denne metoden ikke brukbar og det er utviklet andre metoder som brukes for å korrigere/linearisere fasebruddene som oppstår i slike tilfeller [Mader 1988].

I praksis inngår i ligning 12 en målt pseudoavstand r som avviker fra sann satellittavstand ρ pga. feil i målt gangtid til radiosignalet, men denne feilen oppheves av ligningen:

$$D = (\Phi_k - \Phi_{k-1}) - (r_k - r_{k-1}) \tag{13}$$

da $\rho_k - \rho_{k-1} = r_k - r_{k-1}$.

[Mader et al 1986] har vist at man også kan bruke fasemålinger til kinematisk posisjonering av fly og man kan i prinsippet gjøre det samme med raketter og romfartøy.

4.2 Ionosfæriske forhold

Ionosfæren er betegnelsen på den delen av jordens ytre atmosfære som er ionisert pga. solens partikkel- og strålingsfluks (solvinden). Den består av et plasma med frie elektroner i et konstant jordmagnetisk felt. som fører til at radiobølgene brytes i forhold til fritt rom.

Ionosfæren består av forskjellige lag med markante elektroninnhold. Tykkelsen av D, E og F-lagene varierer i takt med solens daglige gang og solflekksyklusen (~ 11 år). I forbindelse med solare flares eller utbrudd på solen vil det også oppstå partikkelskurer i ionosfæren som avviker fra det normale.

[7] Total Electron Content

Radiobølgenes brytning i ionosfæren kan bestemmes ved hjelp av Appleton-Hartree's høyfrekvens kollisjonsfrie (z=0) tilnærming [Mueller & Zerbini 1989]:

$$n^2 = 1 - \frac{X}{1 - \frac{Y_T{}^2}{2(1-x)} \pm \sqrt{\frac{Y_T{}^4}{4(2-x)^2} + Y_L{}^2}} \tag{14}$$

hvor n er brytningsindeksen, $X = (f_n/f)^2$, $Y_T = Y \sin\theta$ og $Y_L = Y\cos\theta$, $Y = f_g/f$, f_g er gyrofrekvensen, f_n plasmafrekvensen, f forplantningsfrekvensen og θ er vinkelen mellom forplantningsretningen og magnetfeltet.

Denne ligningen viser avhengigheten av det jordmagnetiske felt, men er uavhengig av det til første orden. Høyere ordens ledd avhenger av magnetfeltes retning og styrke som

$$n \approx 1 - \frac{X}{2} \mp \frac{XY}{2}\cos\theta - \frac{XY_2}{4} sin^2\theta +$$

$$\Delta T = \frac{1}{c}\int_0^R (n-1)\, ds = \frac{1}{c}\int_0^R \Delta n\, ds, \tag{16}$$

hvor R er den totale avbøyde avstand til satellitten og c er lyshastigheten.

Derivasjonen av brytningsindeksen kan da uttrykkes til første orden som

$$\Delta n \approx \frac{f_N{}^2}{f^2} = \frac{e^2}{8\pi^2\epsilon_0 m}\frac{N}{f^2} = \frac{40.3}{f^2}$$

$$\Delta T = \frac{1.34\cdot 10^{-7}}{f^2}\int_0^R N ds = 1.34\cdot 10^{-7}\frac{N_T}{f^2},$$

hvor

$$N_T = \int_0^R N ds = QN_{TEC}. \tag{19}$$

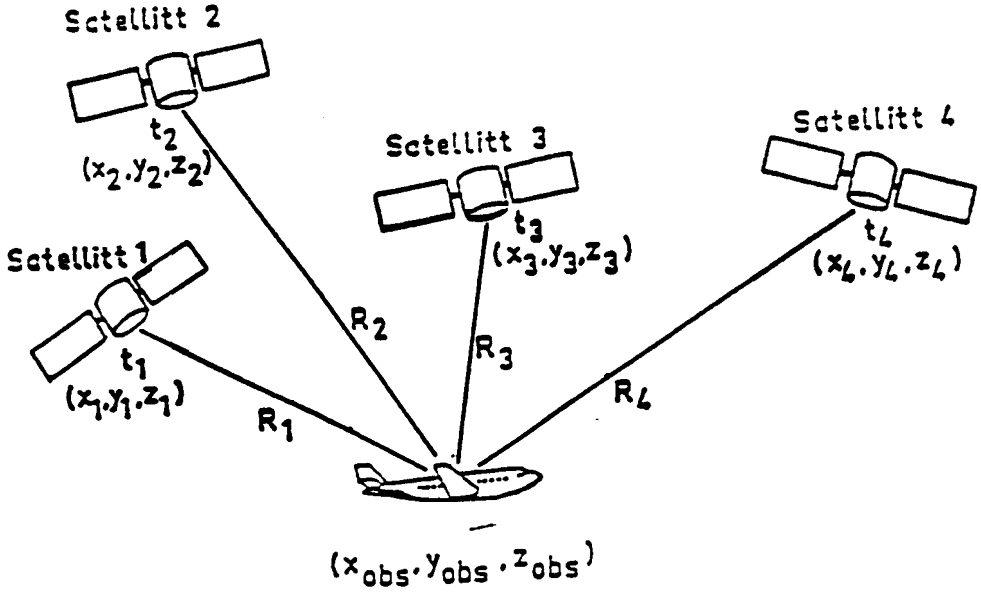
Et integrert elektroninnhold (TEC) på 10^{18} elektroner/m^2 tilsvarer en GPS L_1 ionosfærisk gruppeforsinkelse på $\sim$ 50 ns til jordens overflate eller ca. 16 meter i avstand. GPS sender på to frekvenser (L_1 og L_2) for å korrigere posisjonen for disse forsinkelsene i signalgangen. For et romfartøy vil denne forsinkelsen være mindre etter som det befinner seg i eller over ionosfæren.

4.3 Relativistiske effekter

Den generelle og spesielle relativistiske effekten spiller også en rolle i satellittnavigasjon som vist i detalj av [Remondi 1984].

På grunn av forskjellen i gravitasjonspotensialet mellom romfartøyet og GPS satellittenes posisjon vil frekvensen til GPS radiosignalene øke med en faktor på ca. $4.45\cdot 10^{-10}$ eller mindre, alt etter romfartøyets høyde. Dette utgjør ca. 40 ms/dag eller 1.6 $ms/time$ eller 2/3 Hz. Denne effekten kompenseres for ved å sette frekvensen til satellittoscillatoren lavere.

Den spesielle relativistiske effekten pga. satellittenes bevegelse i forhold til et romfartøy i lav høyde utgjør ca. 1 periode på tre minutter eller maksimalt 0.006 perioder i sekundet slik at dersom målingene gjøres med få sekunders mellomrom vil denne relativistiske effekten fortone seg som mottakerstøy.



Figur 5: Pseudoavstandsmåling til 4 satellitter

4.4 Pseudoavstandsmåling

Den primære tredimensjonale posisjoneringen ved hjelp av GPS er basert på pseudoavstandsmåling til 4 satellitter. Disse pseudoavstandene blir bestemt ved å skalere de målte signaloverføringstidene τ_i med forplantningshastigheten c_0. Metoden krever nøyaktig synkronisering av alle satellittklokkene med systemtiden til GPS. Dette oppnås ved å bruke en atomklokkestandard i hver satellitt kombinert med klokkekorreksjonsparametre som formidles av kontrollstasjonene.

Tredimensjonal posisjonering er i prinsippet mulig med 3 satellitter, men da trenger brukeren en klokke som også er synkronisert med GPS systemtiden, hvilket er en komplisert og dyr løsning. Derfor blir det gjort en ekstra måling til en fjerde satellitt slik at man kan estimere klokkefeilen t_{feil} og utlede følgende ligning:

$$\begin{aligned} R_i &= | \mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{obs} | + c_0 t_{feil} = c_0 \tau_i \\ R_i &= \sqrt{(x_i - x_{obs})^2 + (y_i - y_{obs})^2 + (z_i - z_{obs})^2} + c_0 t_{feil} \end{aligned} \tag{20}$$

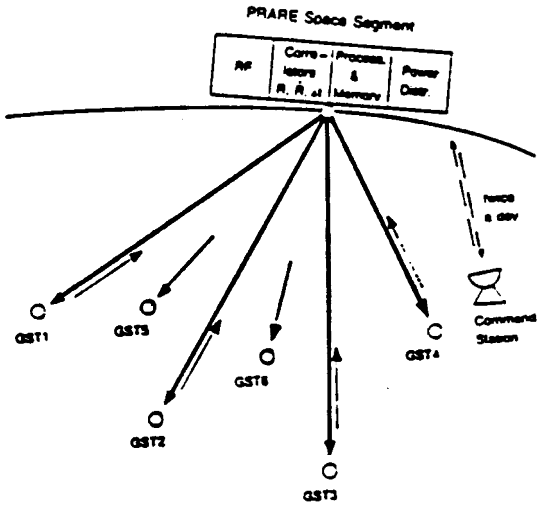
der i = 1,2,3,4 og $\mathbf{r}_i = \{x_i, y_i, z_i\}$ er posisjonen til den i'te satellitten og $\mathbf{r}_{obs} = \{x_{obs}, y_{obs}, z_{obs}\}$ er posisjonsvektoren til observatøren i koordinatsystemet det øyeblikk observasjonene gjøres. Fra de pseudoavstandene R_i som måles samtidig kan man beregne de fire ukjente $x_{obs}, y_{obs}, z_{obs}$ og t_{feil} ved beregning av (20).

Dette er tilfellet når vi bare har klokkefeil å ta hensyn til, men i praksis vil man generelt uttryke pseudoavstanden [Martinez Olagüe et al. 1989] mellom et romfartøy og en satellitt som

$$R_i = R_i^{geo} + E_i^G + E_i^{ion} + n_{obs}^{rec} + \Delta T_{obs}^B - E_i^{tsv} \tag{21}$$

hvor

- R_i^{geo} er den virkelige avstanden mellom romfartøyet og satellitten.
- E_i^G efemeridefeil i navigasjonsmeldingen som er i størrelsesorden 10-50 meter når S/A ikke er i bruk.
- E_i^{ion} ionosfærekorreksjonen $\sim$ 10 - 100 m.
- n_{obs}^{rec} intern støy i brukerens mottaker hvilket resulterer i en feil på 5-10 meter.



Figur 6: PRARE avstandsmåling

- ΔT^{B}_{obs} forskjellen mellom brukerklokken og systemtiden til GPS (mindre enn 1 ms).
- E^{tsv}_{i} gjenværende feil i satellittklokken etter at det er korrigert for relativistiske effekter, i samme størrelsesorden som E^{G}_{i}.

De overnevnte tilstandsvariable estimeres i et såkalt Kalman filter [Perez Cortes et al. 1989] og det er dermed den tilfeldige støykilden n^{rec}_{obs} som gir størst feil på ca. 10 m i posisjonen. S/A effekten kan fjernes ved bruk av differensielle metoder, f.eks. ved samtidige Doppler- og fasemålinger til en DRS[8] hvis posisjon er kjent.

5 PRARE

PRARE (Precise Range and Range Rate Equipment) er et instrument som brukes til avstandsmåling (fig. 6) for å bestemme ERS I [9] satellittens posisjon i banen ved å observere den fra kjente følgestasjoner. I Norge planlegges det å opprette stasjoner i Tromsø, Ny Ålesund, Jan Mayen og Stavanger.

PRARE er utviklet av Institut für Navigation (INS) i samarbeid med Deutsches Geodätisches Forschungsinstitut (DGFI) og sender på 8.5 GHz i X-båndet og tar imot på 7.2 GHz i tillegg til tofrekvensbånd sendinger på 2.2 GHz i S-båndet og 8.5 GHz for å estimere ionosfæreforsinkelsen. 4 bakkestasjoner kan følge PRARE til samme tid i aktiv mode og dataene blir sendt ned og lagret i kontrollsenteret i Oberpfaffenhofen i Tyskland. En posisjonsmelding blir også sendt ut over systemet i likhet med GPS.

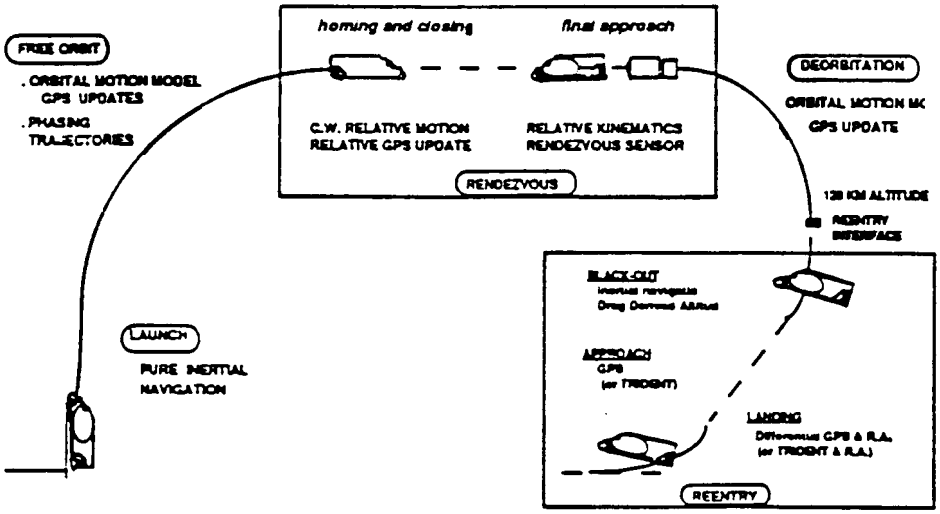
Systemet opererer med en estimert total feil på $\sim 5\ cm$ og er også basert på pseudostøykoder, men disse vil være offentlig tilgjengelige for brukere av systemet som kun kan brukes til posisjonering og av den grunn ikke er av noen militærstrategisk betydning.

Observasjoner gjøres av Statens kartverk i samarbeid med Forsvarets Forskningsinstitutt (FFI), DGFI og det tekniske universitetet (TU) i Delft. Hensikten er å beregne foreløpig bane raskt, forbedre gravitasjonsmodellene og beregne presise baner basert på bedre datamateriale og modeller.

PRARE kan i likhet med GPS også brukes til å studere ionosfæren og troposfærens innflytelse på radiosignalene for de som er spesielt interessert i denne type fysikk.

PRARE vil også bli installert på noen av GPS blokk III satellittene [Lechner & Wilmes 1989] og en GPS mottaker vil bli installert på ERS II slik at man kan bruke begge systemene til å sjekke posisjonene til hverandres satellitter og på den måten øke nøyaktigheten i banebestemmelsen.

[8] Data Relay Satellite
[9] European Remote Sensing



Figur 7: HERMES navigasjonssystem

6 Romflyet HERMES

HERMES er et romfly som skal frakte mennesker, eksperimenter og utstyr til og fra romstasjonene.

Det europeiske romflyprosjektet engasjerer for tiden ca. 1500 mennesker i ca. 300 institusjoner over hele Europa. HERMES skal etter planen gjennomføre 12 dagers ferder med 3 astronauter og 3 tonn nyttelast. To romfly skal bygges ifølge nåværende planer.

6.1 Astronauter

En stor del av operasjonene i rommet utføres automatisk og ved hjelp av roboter, men det gjenstår imidlertid mange oppgaver hvor maskiner ikke kan erstatte mennesket. Derfor er det nødvendig med astronauter.

Ca. 60 astronautkandidater vil i 1991 bli plukket ut fra medlemslandene i ESA og halvparten av disse vil bli valgt ut til videre trening for å utføre arbeidsoppgaver ombord i HERMES og den internasjonale romstasjonen FREEDOM.

Minimumskravet for opptak er doktorgrad eller tilsvarende forskningserfaring, meget god helse og gode språkkunnskaper. Norsk romsenter (NRS) på Smestad er allerede i gang med utvelgelsen av norske astronautkandidater og 49 av ca. 170 søkere gikk gjennom første runde i prosessen.

Det første året av treningen vil foregå i det europeiske astronautsenteret i Køln der alle kandidatene vil bli grundig skolert i tekniske og teoretiske aspekter av romfart og forskning.

De etterfølgende 18 måneder vil kandidatene bli delt opp i to grupper; romflyspesialister og laboriatoriespesialister. De utvalgte mannskaper vil deretter gjennomgå 18 måneders intensiv trening i aktuelle aspekter av den ferden de er tatt ut til.

6.2 Navigasjon

Romflyets navigasjonssystem er beskrevet i [Frezet et al 1989] og [Ambrosius et al 1989] har simulert bruk av GPS til navigering av HERMES, men uten adgang til P-koden som ikke kan regnes tilbudt pga. militære restriksjoner. Den første HERMES ferden vil være ubemannet og GPS vil bli brukt. Fig. 7 viser når de forskjellige delene av navigasjonssystemet trer inn i romferdens forskjellige faser:

- Under oppskyting brukes treghetsnavigasjon og oppdatering med GPS dersom dette viser seg nødvendig.

Tabell 4: Feil i posisjon og hastighet ved romfly navigasjon

Navigasjonstype	Virkel. pos.	Foruts. pos.	Virkel. hast.	Foruts. hast.
Absolutt navigasjon av følgemål med 4 pseudoavstander	4.27 m	10.46 m	0.85 cm/s	2.0 cm/s
Absolutt navigasjon av følgemål med 4 dopplemålinger	2.47 m	6.27 m	0.13 cm/s	0.38 cm/s
Relativ navigasjon ved behandling av Δ pseudoavstander	4.86 m	4.63 m	1.45 cm/s	2.68 cm/s
Relativ navigasjon ved behandling av Δ dopplermålinger	0.15 m	0.78 m	0.50 cm/s	2.0 cm/s

- I **bane** brukes GPS [Okkes & Lucas 1988] sammen med DRS-målinger der GPS ikke er tilstrekkelig.
- Romfergen beholder sin **holdning** i rommet ved hjelp av gyroskop og to stjernesensorer.
- **Relativ navigasjon ved rendezvous** gjør bruk av differensiell GPS (C/A-kode) inntil en avstand av hundre meter til møteobjektet hvor optiske sensorer (CCD kameraer) overtar de siste metrene. [Perez Cortes et al. 1989] gir et estimat i tabell 4 over de resultater de er kommet frem til ved denne type navigasjon.
- I **tilbakevendingsfasen** blokkeres all radiokommunikasjon og -navigasjon pga. de ioniserte gassene rundt romfergen og posisjonen bestemmes med et såkalt pseudoaltimeter som estimerer atmosfærens friksjon.
- Under **innflyvning** brukes differensiell GPS sammen med et radioaltimeter og 4 TRIDENT radiofyr på bakken.

Det fritt flyvende europeiske romlaboratoriet COLOMBUS (fig. 8) vil gå i bane rundt jorden med en hastighet på 7 km/s og også bruke GPS til øyeblikkelig posisjonering med en nøyaktighet på noen titalls metre.

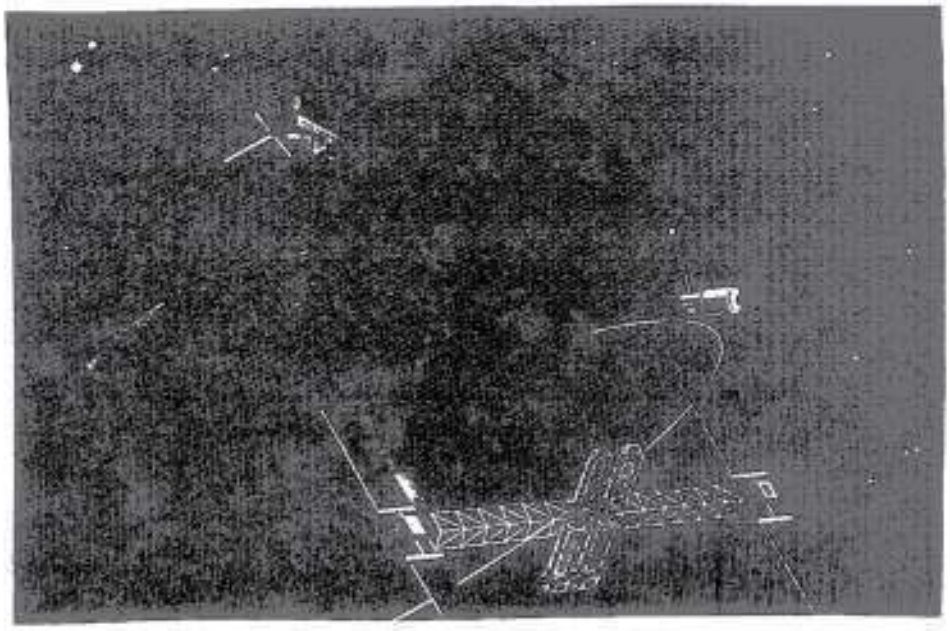
[Lucas & Martin-Neira 1990] ved ESTEC[10] har utviklet et nytt GPS integrert navigasjonssystem (GINAS[11]) som vil bli brukt både i HERMES og COLOMBUS til navigasjon og utregning av gjenværende distanse til rendezvous.

Systemet er basert på differensiell GPS Kalman filtrering og utprøvd på bakken med en posisjonsfeil på bare noen centimetre (fig. 9) over en avstand på 48.010 meter. Systemet kan også brukes til å bestemme holdningen til et romfartøy ved bruk av to antenner som er montert på hver sin side av en sirkulær skive (fig. 10). Azimut og elevasjon blir beregnet ved minste kvadraters metode og Kalman filtrering av trippel differanse fasemålinger og en nøyaktighet på bedre enn 0.1^o er oppnådd med målinger hvert sekund.

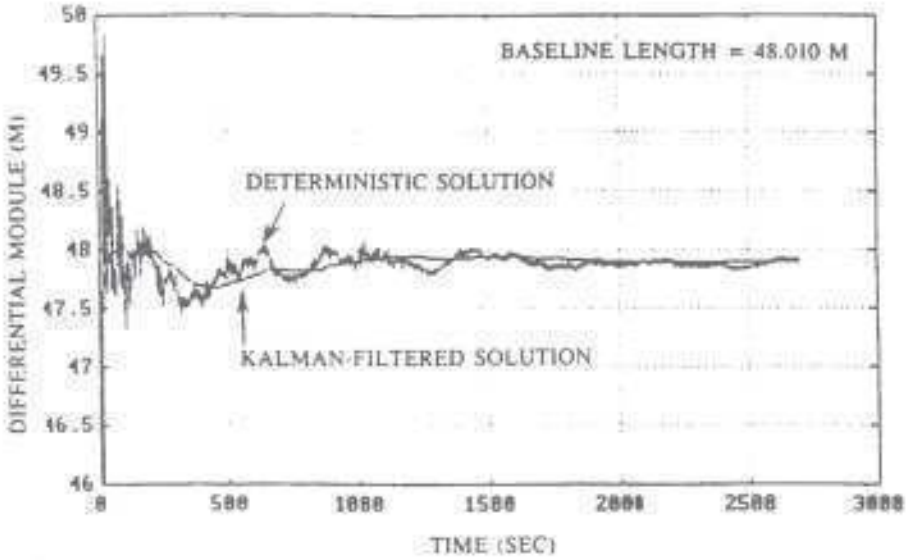
GINAS vil også bli brukt på den polare plattformen (fig. 8) og andre fritt flyvende romlaboratorier og mindre satellitter etter hvert som instrumentet og systemet utvikles.

Den amerikanske romfergen ventes også å ta i bruk GPS med det første om ikke dette allerede har skjedd på noen av de militære ferdene.

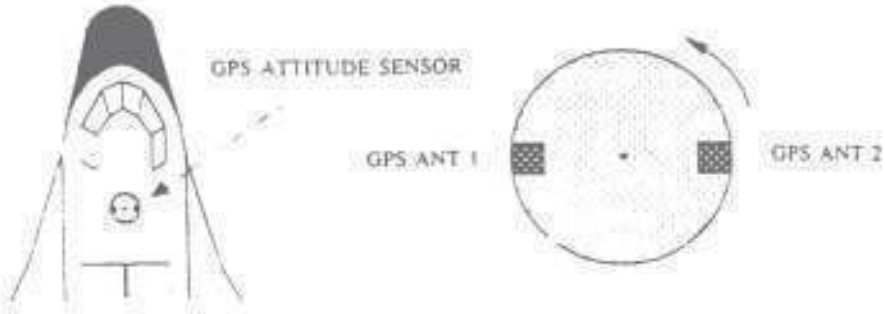
[10] European Space TEchnology Center, Noordwijk, Holland
[11] GPS Integrated Navigation and Attitude-Determination System



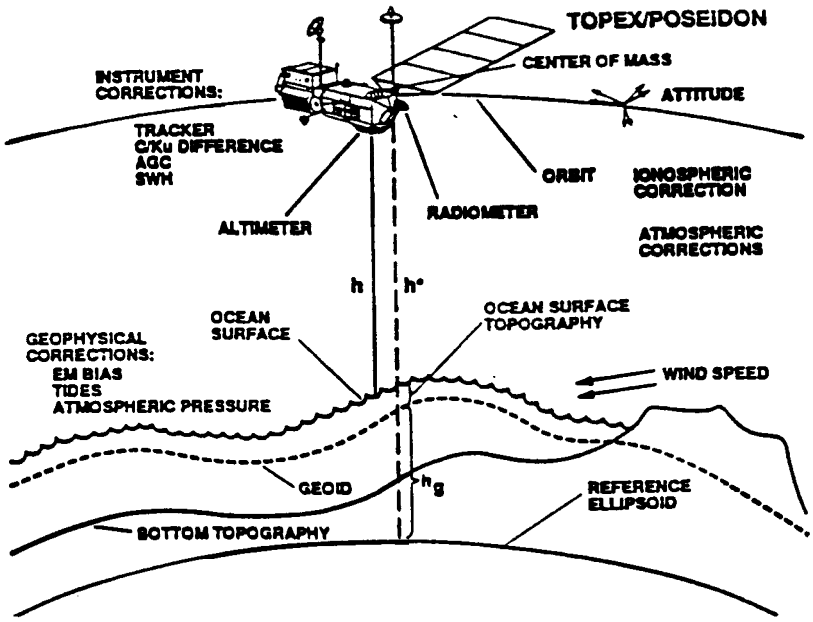
Figur 8: COLOMBUS, FREEDOM og polar plattform.



Figur 9: Differensielle GPS resultater.



Figur 10: GPS antenne oppsett.



Figur 11: TOPEX/POSEIDON.

7 TOPEX

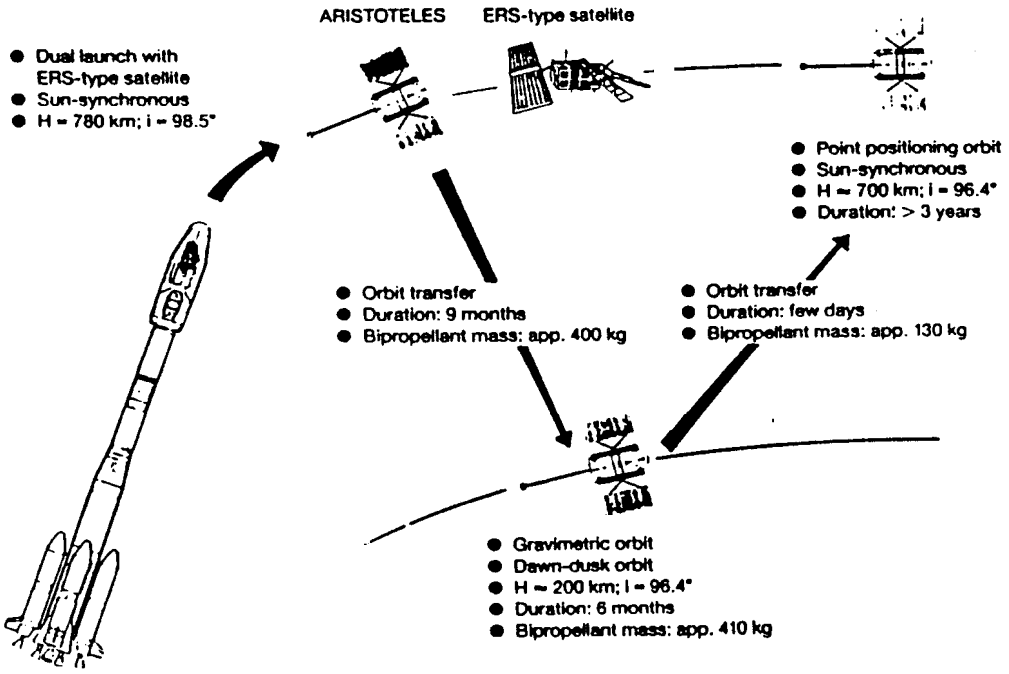
Satellittaltimetre med stadig større nøyaktighet har tidligere vært i bane ombord på Skylab, GEOS-3, SEASAT og GEOSAT og har bevist den vitenskapelige nytten av dem. I 1984 gikk derfor NASA[12] sammen med CNES[13] om en felles satellitt (fig. 11) for å studere jordens oseaner.

Fellesprosjektet OCEAN TOPOGRAPHY EXPERIMENT (TOPEX/POSEIDON) vil med radar kartlegge havenes topografi med en nøyaktighet på ca. 2 cm. En GPS mottaker ombord brukes sammen med ti mottakere i et nettverk med presise posisjoner på bakken til å bestemme satellittens posisjon, med en nøyaktighet på ca. 13 cm i en høyde på ca. 1334 km. JPL står bak prinsippstudiet og MOTOROLA [Carson et al 1989] har fått ansvaret for utviklingen av mottakerne. Oppskytning er planlagt i 1992.

Vi kan illustrere (fig. 11) verdien av en presis banebestemmelse når vi skal bestemme bevegelsene i havet. Jo bedre vi kjenner høyden på satellitten ved å korrelere banen med altimeteret dess bedre kjenner vi havets bevegelse i forhold til geoiden, det midlere havnivå. GPS bestemt høyde kan justeres ved hjelp av differensiell GPS i forhold til et kjent punkt og dermed øke nøyaktigheten i målingene.

TOPEX/POSEIDON vil også bli brukt til å studere GPS radiosignalenes brytning i atmosfæren og ionosfæren, et fagområde som har mer en 20 års tradisjon i JPL's utforskning av planetene der radio okkultasjon ble brukt til å bestemme tetthet, trykk og temperatur i atmosfærene og elektrontetthet i ionosfærene (fig.13). GPS blir også brukt i JPL's Deep Space Network (DSN) for å bestemme elektrontettheten i jordens ionosfære i det de mottar signaler fra romsondene og på den måten korrigerer for gruppeforsinkelsen [Srinivasan et al 1989].

[12] National Aeronautical and Space Administration, USA
[13] Centre National d'Etudes Spatiales, Frankrike



Figur 12: ARISTOTELES og ERS.

8 ARISTOTELES

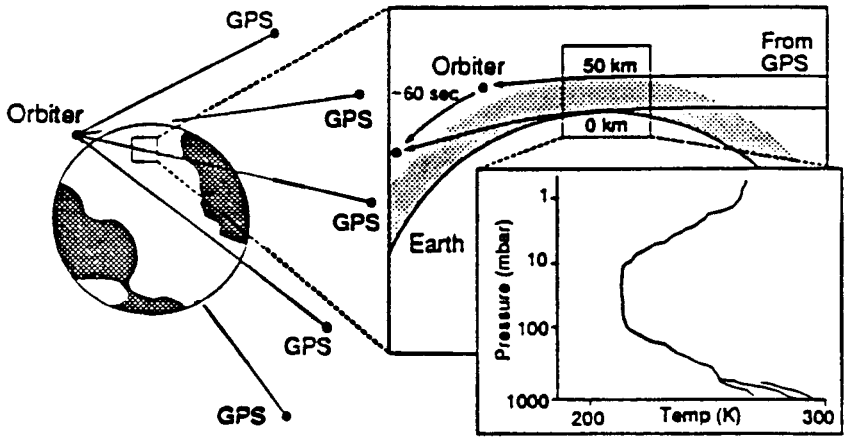
Solid Earth Mission (Applications and Research Involving Space Techniques Observing The Earth fields from Low Earth orbit Spacecraft) (fig. 12) skal brukes til å studere jordens gravitasjon, magnetfelt og oseaner. Satellitten skal selv korrigere for de ikke-gravitasjonelle perturbasjoner v.h.a. gradiometre og vil avbilde et ideelt gravitasjonsfelt.

Et nettverk med 25 stasjoner skal beregne satellittens presise bane ved hjelp av PRARE og en GPS mottaker brukes også her til å bestemme dens posisjon med nøyaktigheter i centimeterområdet. Satellitten er planlagt skutt opp i 1995 sammen med en ERS satellitt til 780 km høyde. Deretter vil den bli plassert i en solsynkron bane på ca. 200 km høyde og 96.33° inklinasjon i 6 til 9 måneder, til slutt i en høyde på ca. 700 km og inklinasjon på 98.1° i 3 år eller mer.

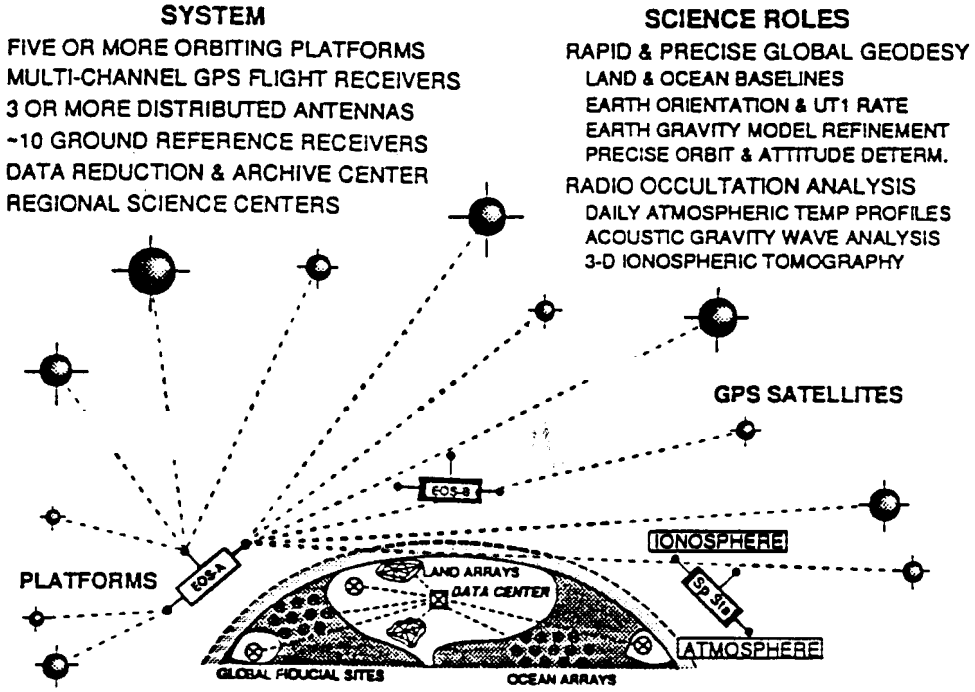
Geodynamikk omfatter krefter og prosesser i jordens indre, mantel, skorpe og deres vekselvirkning med oseanene og atmosfæren. Tidligere ble disse fagområdene betraktet som adskilte, og spesielt bevisene for platetektonikk har revolusjonert vår forståelse av jorden. Geodynamikk er derfor nå et meget kompleks forskningsfelt som omfatter både dynamikken i jordens litosfære, rotasjon (polenes bevegelse, dagens lengde), topografi, gravitasjonsfelt, magnetfelt og oseanografi. Alt dette må kartlegges på globalt vis og over lengre tid, og derfor er en satellitt som ARISOTELES meget nyttig.

All bevegelse i jordskorpen og jordens indre har en viss betydning for nøyaktigheten av våre navigasjonssystemer, spesielt treghetsnavigasjon og satellittnavigasjon. Det er derfor nødvendig med en god forståelse av geodynamikken og det er her vår interesse for ARISTOTELES kommer inn.

Fysisk oseanografi er jo også et interessant felt for sjøfarere og en bedre kartlegging og overvåkning av havstrømmene og deres innvirkning med atmosfæren vil effektivisere og gjøre sjøfarten sikrere. Så selv om ARISTOTELES først og fremst er et gravitasjonseksperiment, vil satellitten også ha stor betydning for geodesien, geodynamikken og kan også brukes til f.eks. posisjonering av oljeplattformer ved hjelp av PRARE med en nøyaktighet på noen centimetre over basislinjer på noen hundre kilometre.



Figur 13: GPS signal okkultasjon.

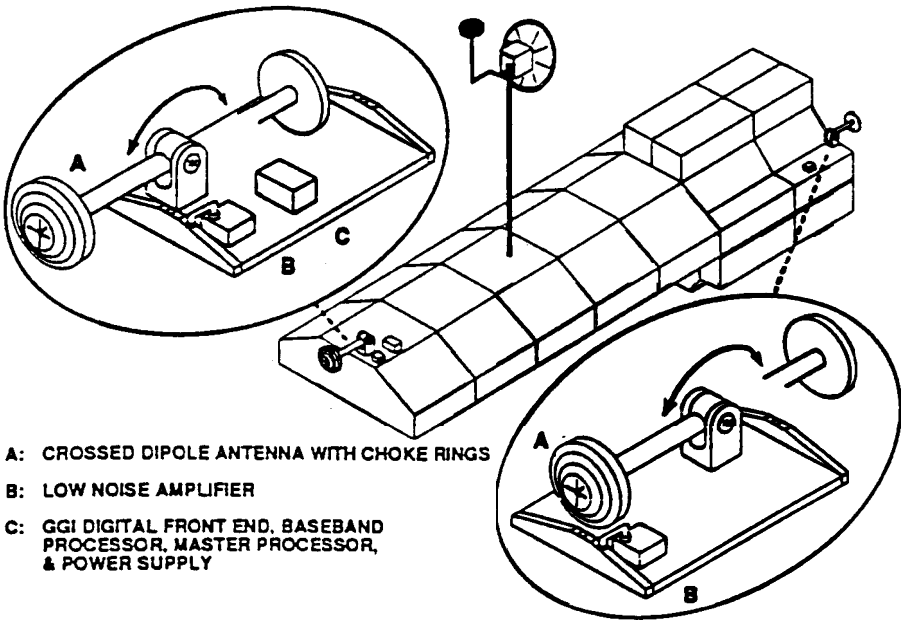


Figur 14: EOS og GPS satellittene.

9 EOS

De amerikanske jordobservasjonssatellittene (EOS-A & EOS-B) (fig. 14) planlegges skutt opp i 1997 og 1999. De vil bruke GPS til posisjonering, geodesi, profilering av atmosfæren og studier av ionosfæren (fig. 13). Man regner med at de også vil være i stand til å studere gravitasjonsbølger med tilstrekkelig presisjon slik at man kan lokalisere årsaken til dem. EOS er en del av NASA's Mission to Planet Earth program og Global Change Initiative (CGI).

3 mottakere ombord vil være i stand til å følge opptil 18 satellitter samtidig ved hjelp av tre antenner som er montert slik at de kan se flest mulig satellitter (fig. 15) samtidig. En forbedret versjon av MOTOROLA's Monarch GPS mottaker vil sannsynligvis bli brukt, men det er også mulig denne blir byttet ut med ROGUE mottakeren.



Figur 15: GPS antenner på EOS.

10 ROGUE mottakeren

Statens kartverk har kjøpt inn en del ROGUE mottakere (fig. 16) fra California. Disse er utviklet ved JPL [Meehan et al 1989] og produseres av Allen Osborne Associates Inc. De har en evne til å holde fasen som overgår andre mottakere på markedet og vil også bli brukt til kinematisk posisjonering av raketter og romfartøy.

Mottakeren måler pseudoavstand på både C/A og P koden i tillegg til de 3 fasene på både L_1 og L_2 bærebølgene. Den kan følge opptil 8 satellitter samtidig på 8 forskjellige kanaler.

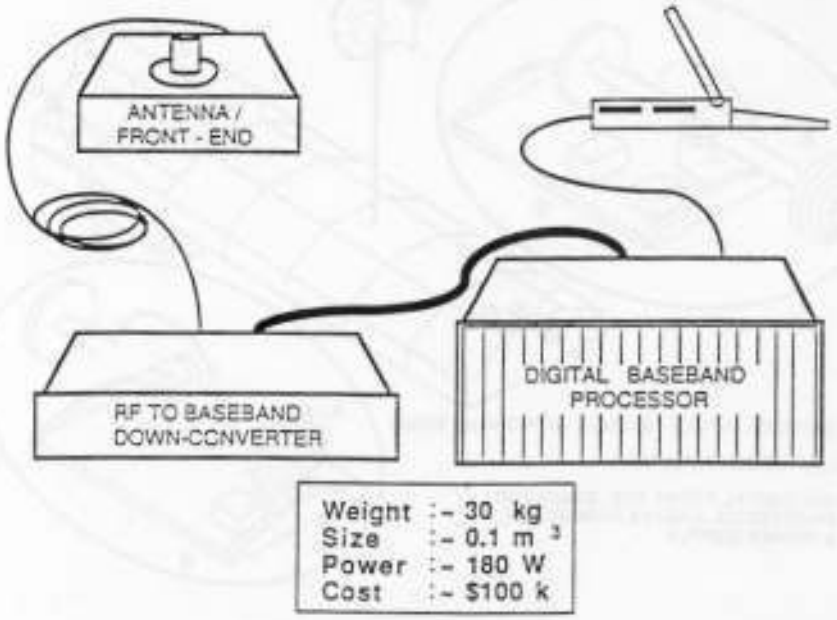
Kravspesifikasjonene til ROGUE mottakeren er som følger:

- Integriteten til kretsene som låser fasen skal være slik at fasebrudd er sjeldne.
- Alle observasjonene skal tidsmerkes samtidig og synkroniseres nøyaktig med GPS tiden.
- Evne til å tåle aksellerasjoner på 6 - 20 G.
- Mulighet for å slå over til kodeløs signalbehandling når kodesignalene krypteres.
- En gjennomgående testing av prototypene for å verifisere spesifikasjonene.

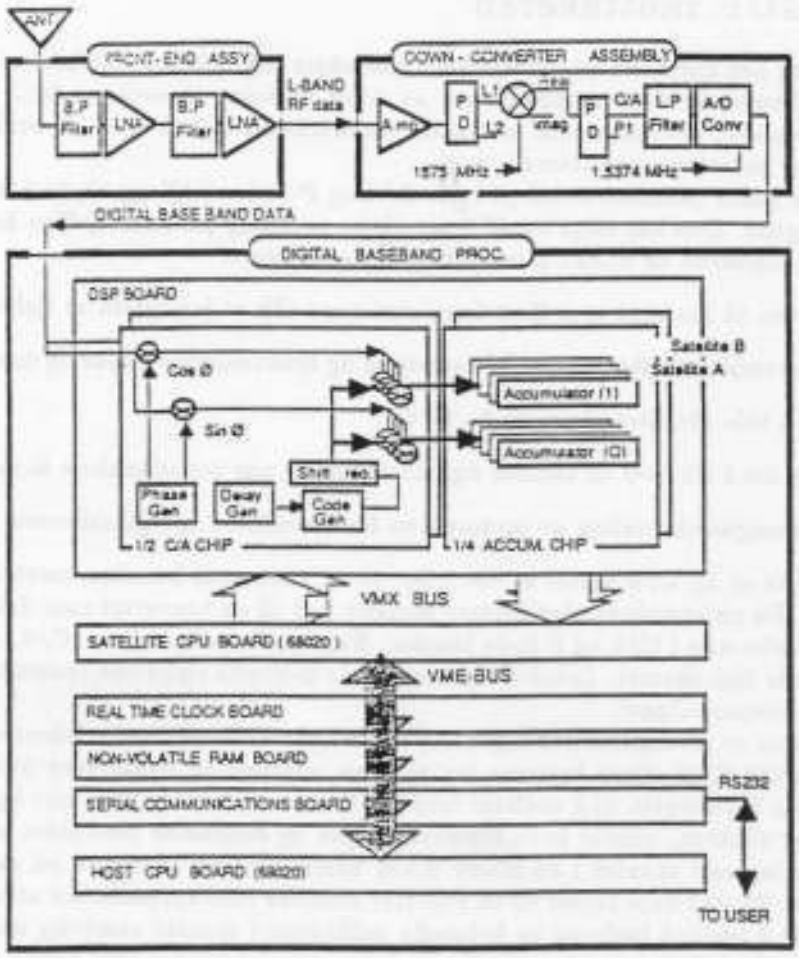
Behandlingen av et L_1 C/A signal er vist i fig. 17 og viser også hvordan mottakeren i prinsippet er konstruert. En antenneforsterker bringer signalet ned til en konverter som deler opp signalene i L_1 og L_2. L_1 deles opp i C/A og P kode kanaler. Hver av de tre kanalene (C/A, P_1 og P_2) filtreres og klippes før de digitaliseres. Lokaloscillatoren og de mottatte signalene syntetiseres i konverteren fra et 5 MHz referansesignal.

Behandlingen av de digitale kodesignalene utføres parallellt på fire kretskort som overvåkes ved hjelp av en 68020 CPU. Disse kretsene tar ut fasen, avstand og signal/støy forhold. I prinsippet kan man utvide kapasiteten til å omfatte flere satellitter ved å koble flere kort i parallell. Kretsene fjerner doppler effekten, utfører kode krysskorrelasjon og summerer produktet av dem.

Målingene lagres i sanntid i en intern RAM buffer med en kapasitet på ca. 1 MB som kan tappes over en RS 232 linje koplet til en PC. Det arbeides med systemer for monitorstasjoner som gjør det mulig å forbigå bufferen og behandle målingene i sanntid samtidig som de lagres på en harddisk. Et slik system er nødvendig for at denne type mottaker skal kunne brukes i SATREF prosjektet [Seatex 1989].



Figur 16: ROGUE mottaker, antenne og PC.



Figur 17: ROGUE signalbehandling av L_1 C/A.

11 KONKLUSJON

Differensiell/kinematisk GPS kan brukes til romnavigasjon og posisjonering av raketter og satellitter. Norsk romsenter er allerede i gang med studier for å bruke GPS til posisjonering av de rakettene som sendes opp fra Andøya rakettskytefelt og finne igjen nyttelasten som kommer ned. ESRANGE i Kiruna har allerede bestilt en 11 kg mottaker fra Allen Osborne som vil bli implementert i en av deres raketter.

ESA og NASA vil bruke GPS som en del av standardutrustningen i sine fremtidige romprosjekt når den tredimensjonale dekningen er så god at også høyden kan bestemmes med god nøyaktighet. P kode mottakere synes også å bli tilgjengelige for vitenskapelig bruk, både til navigasjon og posisjonering.

Referanser

[Ambrosius et al 1989] B.A.C. Ambrosius et al. *HERMES NAVIGATION/LOCALIZATION GPS/DRS SIMULATIONS.* TU Delft, Faculty of Aerospace Engineering, Section Orbital Mechanics, Delft (April 1989).

[Aristoteles 1988] ESTEC. *A EUROPEAN SOLID EARTH MISSION. Executive Presentation.* European Space TEchnology Center, Noordwijk (July 7 1988).

[Bertiger & Yunck 1990] Willy I. Bertiger & Thomas P. Yunck. *THE LIMITS OF DIRECT SATELLITE TRACKING WITH GPS.* NAVIGATION, Vol. 37, No. 1, Washington D.C. (Spring 1990).

[Carson et al 1989] Lance Carson and Lenard Hailey et al. *DESIGN AND PREDICTED PERFORMANCE OF THE GPS DEMONSTRATION RECEIVER FOR THE NASA TOPEX SATELLITE.* Motorola Government Electronics Group, Phonix, Arizona (1989).

[CNES 1989] Centre National d'Etudes Spatiales. *SYSTEMES SPATIAUX DE LOCALISATION ET DE NAVIGATION.* Cepadues-Editions, Toulouse (1989).

[Frezet et al 1989] M.Frezet, P.Riant, M.Janvier & M.Caldichoury. *HERMES RENDEZVOUS AND NAVIGATION SYSTEM.* IOOT, Toulouse (Sept. 1989).

[JPO Juli 1989] GPS Joint Program Office. *NAVSTAR GPS. User Equipment and Applications.* US Air Force Space Division GPS Joint Program Office, Los Angeles Air Force Base, California (Juli 1989).

[Lechner & Wilmes 1989] W. Lechner & H. Wilmes. *THE PRECISE RANGE AND RANGE RATE EQUIPMENT PRARE ON A GPS-SATELLITE.* 5th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning, Las Cruces, New Mexico, U.S.A. (Mars 13-17, 1989).

[Lucas & Martin-Neira 1990] R. Lucas & M. Martin-Neira. *THE GPS INTEGRATED NAVIGATION AND ATTITUDE-DETERMINATION SYSTEM (GINAS).* ESA Journal, Vol. 14, (1990).

[Mader et al 1986] G.L. Mader, William E. Carter, Bruce C. Douglas, William B. Krabill (NASA). *DECIMETER PRECISION AIRCRAFT POSITIONING USING GPS CARRIER PHASE MEASUREMENTS.* NGS, Rockville, Md. (1986).

[Mader 1988] G.L. Mader *MERGE, DATA EDITING & NAV22 Program Documentation.* NGS, Rockville, Md. (Aug.-Sept. 1988).

[Martinez Olagüe et al. 1989] M.A. Martinez Olagüe, M. Perez Cortes, R. Lucas Rodriguez. *GPS NAVIGATIONAL PERFORMANCES IN SPACE RENDEZVOUS OPERATIONS.* IOOT, Toulouse (Sept. 1989).

[Mecke 1989] G.Mecke. *ARISTOTELES - A EUROPEAN SOLID-EARTH MISSION.* ESA Bulletin no. 60 (1989).

[Meehan et al 1989] T.K. Meehan, T.M. Munson, J.B. Thomas, J.M. Srinivasan, D.J. Spitzmesser, L.E. Young & R.E. Neilan. *ROGUE: A NEW HIGH ACCURACY DIGITAL GPS RECEIVER.* JPL, CALTECH, Pasadena (1989).

[Mueller & Zerbini 1989] Ivan I. Mueller & S. Zerbini (Eds.) *THE INTERDISCIPLINARY ROLE OF SPACE GEODESY. Lecture Notes in Earth Sciences. Vol. 22.* Springer-Verlag, Berlin (1989).

[Okkes & Lucas 1988] R.W. Okkes and R. Lucas. *GPS RELATIVE NAVIGATION FOR SPACE VEHICLES.* ION '88.

[Perez Cortes et al. 1989] M. Perez Cortes et al, *GPS NAVIGATIONAL PERFORMANCES IN SPACE RDV OPERATIONS.* Final Report, ESTEC Cnt. 7617/88/NL, (January 1989).

[Remondi 1984] Benjamin W. Remondi. *USING THE GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS) PHASE OBSERVABLE FOR RELATIVE GEODESY: MODELING, PROCESSING, AND RESULTS.* Doctoral Dissertation, Center for Space Research, University of Texas at Austin (May 1984).

[Rothblatt 1987] Martin A. Rothblatt. *RADIODETERMINATION SATELLITE SERVICES AND STANDARDS.* Artech House, Norwood, Mass. (1987).

[Roy 1988] A.E. Roy. *ORBITAL MOTION.* Adam Hilger, Bristol (1988).

[Seatex 1989] Seatex A/S. *SATREF - Forprosjekt til utredning av et nasjonalt satellittbasert referansesystem.* Seatex A/S, Trondheim (Mars 1989).

[Srinivasan et al 1989] J.M. Srinivasan, T.K. Meehan & L.E. Young. *CODE AND CODELESS IONOSPHERIC MEASUREMENTS WITH NASA'S ROGUE GPS RECEIVER.* JPL, CALTECH, Pasadena (1989).

[Torkildsen 1990] Inge Bjart Torkildsen. *FLYSAT. Stedfesting av 19 flyplasser i Norge ved hjelp av satellittsystemet GPS.* Nordisk Navigasjonsforum, No. 4 (1990).

[Van Dierendonck et al. 1978] A.J. Van Dierendonck et al. *THE GPS NAVIGATION MESSAGE.* Navigation,Vol. 25, No. 2, 147-165.

[Wells et al. 1987] David E. Wells et al. *GUIDE TO GPS POSITIONING.* Canadian GPS Associates, Fredericton, N.B., Canada (Mai 1987).

[Yunck & Melbourne 1989] Thomas P. Yunck & William G. Melbourne *GEOSCIENCE FROM GPS TRACKING BY EARTH SATELLITES.* JPL Geodesy and Geophysics Preprint, CALTECH, Pasadena (1989).

Den geografiske lengden λ til oppstigende knute i GPS tid t er da gitt ved

$$\begin{aligned}\lambda = & \quad \omega - GAST \\ & \Omega_0 + \dot{\Omega}(t - t_0) - GAST_{uke} - \omega_e t \\ & \overline{\Omega}_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e)(t - t_0) - \omega_e t_0 \qquad (26)\end{aligned}$$

der ω_e er jordens vinkelhastighet. Verdiene for $\mu = Gm = 3.986008 \cdot 10^{14} m^3/s^2$ og $\omega_e = 7.292115147 \cdot 10^{-5} radianer/s$.

Man kan så finne satellittenes posisjoner og hastigheter ved (22-24) med noen tillegg for korreksjonene som er gitt i navigasjonsmeldingen.

- Middelanomalien $M = M_0 + \left(\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \Delta n\right)(t - t_0)$
- Eksentrisk anomali ved iterasjon av Keplers ligning $E_{k+1} = M + e \sin E_k$ der initialverdien $E_0 = M$.
- Sann anomali $f = arctan\left(\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E}{\cos E - e}\right)$

  Lengde i banen $u = \omega + f + C_{uc}\cos 2(\omega + f) + C_{us}\sin 2(\omega + f)$
- Baneradius $r = a(1 - e\cos E) + C_{rc}\cos 2(\omega + f) + C_{rs}\sin 2(\omega + f)$
- Inklinasjonen $i = i_0 + \dot{i}(t - t_0) + C_{ic}\sin 2(\omega + f) + C_{is}\sin 2(\omega + f)$
- Oppstigende knutes lengde $\lambda = \overline{\Omega}_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e)(t - t_0) - \omega_e t_0$

Koordinatene i det jordfaste *roterende* koordinatsystemet WGS84 kan nå finnes fra ligningene (22-24) ved å erstatte Ω med λ.

Man bruker navigasjonsmeldingen til å sjekke kvaliteten på dataene, før man i ettertid bruker den presise efemeriden til å beregne nøyaktigere posisjoner.

2.3.4 Perturbasjoner

Kunstige satellitter beveger seg ikke helt i samsvar med teorien for tolegemeproblemet pga. perturbasjoner som er forårsaket av :

- Asymmetri i jordens gravitasjonsfelt
- Tiltrekningskrefter fra solen, månen og planetene
- Friksjon i jordens atmosfære
- Elektromagnetiske krefter i jordens magnetfelt
- Solens strålingstrykk
- Partikler og støvplasma i det nære verdensrom

Tabell 1: Dominerende perturbasjoner for en GPS satellitt :

KILDE	Max aksell. m/sek^2	Max avdrift $m/time$
Jordens gravitasjonsfelt	$5.65 \cdot 10^{-1}$	$1.4 \cdot 10^6$
2. zonale harmoniske	$5.3 \cdot 10^{-5}$	300
Månens gravitasjon	$5.5 \cdot 10^{-6}$	40
Solens gravitasjon	$3 \cdot 10^{-6}$	20
4. zonale harmoniske	10^{-7}	0.6
Solens stråling	10^{-7}	0.6
Gravitasjonsanomalier	10^{-8}	0.06
Alle andre krefter	10^{-8}	0.06

For GPS satellittene ($a \approx 26560km$) er de maksimale aksellerasjonene og avdrift pr. time pga. de viktigste perturbasjonene som følger av tabell 1 [Van Dierendonck et al. 1978]. Vi ser av tabellen at perturbasjonene som forårsakes av jordens annen zonale harmoniske (J_2) er den dominerende for GPS satellittene, mens J_4 er ca. tusen ganger mindre i størrelse.

Perturbasjonsproblemet løses som nevnt numerisk for GPS gjennom koeffisientene i navigasjonsmeldingen som er basert på de observasjoner som gjøres av kontrollstasjonene.

2.4 Stedfesting

GPS er opprinnelig utviklet for navigasjon som vi kan kalle kinematisk posisjonering i sanntid.

Dynamisk posisjonering er et uttrykk som brukes i offshore-bransjen ved f.eks. rørlegging fra skip og posisjonering av en oljerigg der fartøyet holdes på plass av maskineri eller ankre i den posisjon som gis av et integrert navigasjonssystem.

Geodetens oppgave i første omgang er statisk posisjonering av relativt faste punkter på jordoverflaten for geodetiske formål, hvilket ikke kreves i sanntid.

2.4.1 Toposentrisk avstandsmåling

For å bestemme geografiske posisjoner bruker vi de avstandsmålingene som er gjort av de forskjellige satellittfølgestasjonene.

Disse observasjonene uttrykkes som funksjoner av satellittenes og stasjonenes posisjoner i geosentriske og toposentriske koordinater.

Vi har beregnet *sann anomali* f og *eksentrisk anomali* E og finner satellittens posisjon og hastighet i banen ved:

$$\mathbf{q} = \frac{a(1-e^2)}{(1 + e\cos f)} \begin{bmatrix} \cos f \\ \sin f \\ 0 \end{bmatrix}$$