

UNIVERSITETET I OSLO

Fysisk Institutt

**ESTIMERING AV
RULLVINKEL TIL GPS-
MOTTAKER MED
ROTTERENDE ANTENNE**

Magnus Zachariasen

26. mai 2014



Sammendrag

Formålet var å undersøke om det var mulig å benytte en GPS-mottaker med roterende antenne til å lage et estimat av rullvinkelen. Det var derfor behov for å studere GPS-systemet, med spesiell vekt på signalets oppbygging. Det ble deretter laget fire forskjellige metoder for estimering av rullvinkelen. Metodene brukte informasjon fra GPS-mottakeren, som posisjon og fart, i tillegg til forhåndsinformasjon om antennediagrammet til GPS-antennen til å lage et rullvinklestimat.

Det ble utført flere simuleringer og forsøk for å teste ut metodene. Simuleringene og forsøkene viste at det var mulig å estimere rullvinkelen ved bruk av en GPS-mottaker med roterende antenne. Tre av deteksjonsmetodene førte frem og ga estimater av rullvinkelen. I signalprediksjonsmetoden ble det laget et predikert signal som forflyttes i tidsplanet slik at den sammenfaller med det målte signalet. Tidsdifferansen og en gyro gir deretter rullvinkelen. Denne metoden har den beste kombinasjonen av driftssikkerhet, presisjon og kort oppstartstid. Det anbefales derfor at det i fremtiden blir satset på signalprediksjonsmetoden.

Forord

Denne avsluttende mastergradsoppgaven er den siste delen av min masterstudie innenfor studieretningen kybernetikk. Studieretningen kybernetikk er under masterprogrammet elektronikk og datateknologi ved Fysisk Institutt på Universitetet i Oslo (UIO). Oppgaven er gjort i samarbeid med Forsvarets forskningsinstitutt (FFI) og Universitetscenteret på kjeller (UNIK). Arbeidsted for skrivingen har vært UNIK mens labforsøk er gjennomført hos FFI.

Jeg ønsker herved å takke mine eksterne veiledere Anders Rødningsby og Ørnulf Kandola for god hjelp på veien. Jeg vil også takke min veileder Oddvar Hallingstad fra UNIK

Kjeller, 26.mai 2014

Magnus Zachariasen

Innhold

1	Innledning.....	1
1.1	Forkortelser	1
1.2	Bakgrunn for oppgaven	2
1.3	Mitt bidrag.....	2
1.4	Inndeling av oppgaven	3
2	Bakgrunn	4
2.1	GPS (NAVSTAR GPS)	4
2.1.1	Posisjonsberegning ved bruk av satellitter.....	4
2.1.2	GPS-Satellitter, bærefrekvenser og koding	5
2.1.3	Sivile GPS signaler.....	11
2.1.4	Militære GPS signaler	13
2.1.5	GPS mottakerens oppgave	13
2.2	Regionale og globale satellittbaserte navigasjonssystemer.....	15
2.2.1	Globale navigasjonssystemer (GNSS).....	15
2.2.2	Regionale navigasjonssystemer.....	15
2.3	Alternativer til bruk av GPS for å bestemme rullvinkelen	16
2.3.1	Jordens gravitasjonsfelt og akselerometer	16
2.3.2	Kjent startvinkel og integrasjon av vinkelfart.....	16
2.3.3	Vinkelfart grunnet krumning av banen	16
2.3.4	Målinger av retningen på magnetfelt.....	17
2.3.5	Andre metoder	17
2.4	Signalstyrke	17
2.4.1	SNR Signal to noise ratio (Signal-støyforhold).....	18
2.4.2	C/N ₀ (CNO)- Carrier to noise density (Bærefrekvens til støy tetthet)	18
2.4.3	Forskjellen mellom C/N ₀ og SNR	19
2.5	Antenner.....	19
3	Rullvinkelestimering ved hjelp av GPS-signaler.....	21
3.1	Generelt prinsipp for rullvinkelestimering	21
3.2	Rullvinkelestimering ved kombinert signalstyrke	22
3.2.1	Diskusjon rundt bruken av denne metoden.....	22
3.3	Rullvinkelestimering ved signalstyrkemålinger.....	23
3.3.1	Diskusjon rundt bruken av denne metoden.....	24

3.4	Rullvinkelestimering ved lokalisering av signaltopper	24
3.5	Rullvinkelestimering ved hjelp av signalprediksjon.....	27
3.5.1	Prediksjon av signalstyrke og rullvinkel.....	27
4	Omgivelser, modellering og oppsett av forsøk	30
4.1	Plassering, valg og krav til utstyr	30
4.1.1	Ytre påvirkninger og fysisk plassering på utstyr	30
4.1.2	Regnekraft	30
4.2	Rammer og koordinatsystemer.....	30
4.2.1	Forskjellige typer rammer	30
4.2.2	Kulekoordinater.....	31
4.2.3	Rammer	32
4.3	Korrigerings for forskjellige posisjoner på satellittene	33
4.4	Treghetsnavigasjonssystem (TNS).....	34
4.4.1	Bruk av gyro.....	34
4.4.2	Bruk av akselerometer for å finne rullvinkel	35
4.5	Normalisering av mottatt signal-støyforhold	36
4.6	Modell for antenne	36
5	Simuleringer og forsøk	38
5.1	Utstyr og oppsett.....	38
5.1.1	GPS-mottaker	38
5.1.2	GPS-antenne.....	38
5.1.3	TNS system	38
5.1.4	GPS-Simulator.....	40
5.1.5	Rigg for utførelse av forsøk	40
5.1.6	Oppsett av utstyr ved forsøk og simuleringer	41
5.1.7	Innlesing av loggdata til MATLAB	41
5.2	Simuleringer	42
5.3	Forsøk	43
5.3.1	Måling av støy, bias og vandring av gyro.....	43
5.3.2	Rotasjon av antenne med forskjellige rotasjonsretninger	44
5.4	Resultater fra forsøk med roterende antenne	45
5.4.1	Kombinert signalstyrke.....	45
5.4.2	Signalstyrkemålinger	46
5.4.3	Lokalisering av signaltopper	49

5.4.4	Signalprediksjon	51
5.4.5	Feil etter forskjellige samplingslengder/rotasjoner	55
5.5	Diskusjon	56
5.5.1	Sammenligning av metodene.....	56
5.5.2	Forslag til forbedring i metodene.....	57
5.5.3	Feil i estimatene	57
5.5.4	Hastighet	57
6	Konklusjon.....	58
6.1	Videre arbeid.....	59
7	Referanser	60
8	Vedlegg.....	62
8.1	MATLAB kode	62
8.1.1	main.m.....	62
8.1.2	tot_sign_styrke.m.....	72
8.1.3	anglepred.m	73
8.1.4	toppdeteksjon.m	78
8.1.5	sin_inv_sat.m.....	80
8.1.6	Diskretiseringsfunksjoner fra UNIK 4500Stokasiske systemer	83
8.1.7	Funksjonen pakkedeler.m	83
8.2	Utdrag av U-blox protokoll spesifikasjon	85
8.2.1	NAV-SVINFO	85
8.2.2	NAV-SOL	86

Figurer

Figur 1 GPS-Satellittenes posisjon samt WAAS satellitter.....	7
Figur 2 Tre GPS-satellitters baner, ingen går over Norge.	7
Figur 3 Oversikt over normalisert spektralitet for L1, L2 og L3 for original og modernisert bruk [2]8	
Figur 4 Komposisjon av sivil C/A-signal med PRN-kode, (navigasjons-) data og bærefrekvens. Multiplikatoren på bildet vil faseforskyve bærefrekvensen 180 grader ved forandring i bitstrømmen [5]	10
Figur 5 Komposisjon av signalet på L1, boksene med + er eksklusiv eller, boksene med x er BPSK.....	10
Figur 6 Illustrasjon på bane for et prosjektil	16
Figur 7 Illustrasjon på jordens magnetfelt	17
Figur 8 PSD-plott (power-spectral-density) av GPS signaler og termisk bakgrunnsstøy.....	18
Figur 9 Minimum mottatt styrke nær bakken som funksjon av elevasjonsvinkel til satellitten (Signalstyrken er antenneavhengig).....	18
Figur 10 Signalstyrke (Signal-støyforhold) som funksjon av rullvinkel for 3 satellitter (SVID 8, 12 og 15)	21
Figur 11 Riktig rullvinkel, summen og gjennomsnittet av signalstyrkemålingene.	22
Figur 12 Målt signal-støyforhold for en satellitt.....	25
Figur 13: Målt, predikert og feil i signal for SVID 12. X-aksen viser måling nummer, mens y-aksen viser normalisert signalstyrke (C/N0).....	28
Figur 14 Feil for 5 satellitter og gjennomsnittet av disse	29
Figur 15 Illustrasjon av ECEF og lokalt ENU	31
Figur 16 Illustrasjon på angivelse i Asimut, Elevasjon og lengde for en satellitt.....	32
Figur 17 A)Satellittenes posisjon på himmelen. 0/360 grader er i retning nord, mens avstanden fra midten forteller høyden til satellitten, hvor senter er rett over mottakeren B) Hvilken rullvinkel hvor antennen står rett mot satellitten. C) Viser retning som B, men lengden viser hvor rett på signalet treffer antennen. Kort lengde vil si butt inngangsvinkel.....	34
Figur 18 Målingene fra gyroen fra forsøk 3. Biasen er fratrukket.....	34
Figur 19 Utsnitt fra datablad til Analog Devices ADIS16405BMLZ	35
Figur 20 Målinger fra akselerometret under forsøk 2.....	36
Figur 21 Strålingsdiagram Motorola GC3LP279CA fra datablad [20] (side 54)	37
Figur 22 Antennediagram for "optimal" antenne, Pach-antenne og "sinus-kurve"-antenne.....	37
Figur 23 Bilde av antenne og tregehessystem påmontert riggen for forsøk.	39
Figur 24 Før tidssynkronisering.	39
Figur 25 Etter synkronisering, TNS forskjøvet 0,75 s.....	39
Figur 26 GPS-simulatoren med påmontert GPS-mottaker.....	40
Figur 27 Rigg benyttet under forsøkene. Mattene er for å forhindre refleksjoner.	40
Figur 28 Visualisering i 3D av strålingsdiagrammet til antennemodellene brukt i simulatoren. Radius beskriver forsterking av signalet. Det er kun elevasjonsvinkelen som har innflytelse på signalstyrken. Til venstre "optimal"-antenne. Til høyre pach-antenne.	42
Figur 30 Målinger av vinkelfart når gyroen ligger i ro. X-aksen er målingsnummer. Y-aksen er vinkelfart i °/s	43
Figur 31 Mottatt signal og gyro kompensert sinuskurve for SV 1 første forøk.....	44
Figur 32 Satellittenes posisjon på himmelen i forhold til bruker, samt rullaksen/bevegelsesretningen.	45

Figur 33 Rullvinkel som funksjon av tid for estimert og virkelig vinkel	45
Figur 34 Rullvinkelfeil som funksjon av tid.....	46
Figur 35 Feilen for forskjellige vinkler for måling 372. X akse er grader og Y akse er feil. Tykk grønn strek er gjennomsnitt for alle satellitter. Rødt kryss er estimert verdi og blått kryss er korrekt verdi	46
Figur 36 Sannsynligheten for en vinkel som funksjon av tiden. Blå områder har høy sannsynlighet mens røde har lav sannsynlighet for at korrekt vinkel er der.	47
Figur 37 Kalmanfiltrert med måleoppdatering og estimert kumulativ rullvinkel.....	47
Figur 38 Rullvinkel som funksjon av tid for estimert og virkelig vinkel	48
Figur 39 Rullvinkelfeil som funksjon av tid.....	48
Figur 40 Signalstyrke og detekterte toppunkt og bunnpunkt	49
Figur 41 Treffpunkter for toppunkter (Rød) og bunnpunkter (Blå).....	50
Figur 42 Målt signal og predikert signal, samt feilen mellom disse for en satellitt (SVID 3).	52
Figur 43 Målt signal og predikert signal, samt feilen mellom disse for alle mottatte satellitter.....	52
Figur 44 Avvik som funksjon av rullvinkel for samtlige satellitter og gjennomsnittet av disse	53
Figur 45 Startvinkel\avvik i integrert gyro.....	53
Figur 46 Rullvinkel som funksjon av tid for estimert og virkelig vinkel.....	54
Figur 47 Rullvinkelfeil som funksjon av tid.....	54
Figur 48 Startvinkel\avvik i integrert gyro for 300, 30, 15 og 10 målinger i intervallet	55

Tabeller

Tabell 1 Oversikt over GPS-satellitter (SV), frekvensbånd og signaler per april-2014	6
Tabell 2 GPS-navigasjonsbeskjed format (totalt 1500bit).....	11
Tabell 3 Repetisjonstider for data fra satellittene, tider for en satellitt	12
Tabell 4 Oppstartstider til GPS mottakeren ved hot-, varm- og kald-start	14
Tabell 5 Oppsummering av databladet til U-blox GPS mottaker LEA-6T [21]	38
Tabell 6 Antall målinger og målefrekvens for Figur 47.	55

1 Innledning

1.1 Forkortelser

Forkortelse	Forkortelse for
ACC	Accelerometer (Akselerometer)
BPSK	Binary Phase-Shift Keying (Binær fase skift koding)
CDMA	Code-Division Multiple Access
DoD	Department of Defense (Amerikas forsvarsdepartement)
ECEF	Earth Centered, Earth Fixed (Jordsentrert, jordlåst)
ENU	East, North, Up
GNSS	Global Navigasjon Satellitt System (Global Navigation Satellite System)
GPS	(NAVSTAR GPS) Globalt Posisjonerings System
NED	North, East, Down
PRN	PseudoRandom Noise (Tilsynelatende tilfeldig støy)
PPS	Precise Positioning Service (Den militære delen av GPS)
SA	Selective Availability
SPS	Standard Positioning Service (Den sivile delen av GPS)
SV	Space Vehicle (Rom-"Satellitt")
SVID	Space Vehicle IDentification (Satellitt identifikasjon)
TNS	Treghetsnavigasjonssystem
YMCA	Mottakere som kan ta inn Y-(P), M-, og C/A-kode

1.2 Bakgrunn for oppgaven

Bakgrunnen for oppgaven er bruk av GPS i et roterende ballistisk prosjektil. For å kunne gjenbruke gammelt utstyr, og dermed spare penger, er det ønskelig å kunne installere en aktiv GPS-styring på eksisterende prosjektiler. For at styring av prosjektilet skal være mulig, må rullvinkelen/retning opp være kjent. Dette er problematisk da prosjektilet er i fritt fall og magnetfeltmålinger kan være usikre. Det er derfor ønskelig at GPS-mottakeren, i tillegg til standard posisjonsmålinger, kan brukes til å gi et estimat av prosjektilets rullvinkel.

1.3 Mitt bidrag

Det ble i denne oppgaven undersøkt muligheten for å benytte tilgjengelig forhåndsinformasjon om satellittkonstellasjon, prosjekttilbane og antennediagram til GPS-mottakeren for å bestemme rullvinkelen til prosjektilet. Da antennen roterer og antenneforsterkning varierer med innfallsvinkel, vil satellittene periodevis være mindre synlige eller falle helt ut. Det var antatt at dette kunne brukes til å bestemme rotasjonsvinkelen.

Aktuelle områder som ble vurdert var:

- GPS-mottakerens evne til raskt å låse seg til signalene
- Hvordan estimere rullvinkel på grunnlag av målinger av signalstyrke
- Nøyaktigheten på rullvinkelestimatet og hvor lang tid/antall runder antennen må rotere for å finne et rullvinkelestimat
- Satellittkonstellasjonens innvirkning på rullvinkelestimering

I oppgaven prøves flere forskjellige metoder for deteksjon av rullvinkelen. Ved hjelp av flere simuleringer og forsøk sammenlignes metodene med hensyn til nøyaktighet, gjennomførbarhet, nødvendig tid og rotasjon.

1.4 Inndeling av oppgaven

Opgaven er delt inn i følgende kapitler:

Kapittel 2: Bakgrunn

Dette kapitlet beskriver hvordan Globale satellittposisjoneringssystemer (GNSS) fungerer. Det er lagt spesiell vekt på sivil bruk av GPS, som er benyttet i forsøkene. Det er i tillegg en kort innføring i andre emner som er benyttet i oppgaven.

Kapittel 3: Rullvinklestimering ved hjelp av GPS-signaler

Denne delen består av en beskrivelse av de forskjellige metodene for estimering av rullvinkelen. Fremgangsmåten til metodene beskrives, samt generelle fremgangsmåter som er like for flere av metodene.

Kapittel 4: Omgivelser, modellering og oppsett av

Denne delen omhandler valg av og krav til utstyr, hvordan dette er benyttet i forsøkene og simuleringen. I denne delen omhandles også hvordan matematiske modeller for ulike komponenter er laget.

Kapittel 5: Simuleringer og forsøk

Denne delen består av simuleringene og forsøkene. Hvordan disse er gjennomført, resultater og vurderinger av disse. Delen avsluttes med en oppsummering av simuleringene og forsøkene og en diskusjon av resultatene.

Kapittel 6: Konklusjon

Konklusjon på hvor godt egnet GPS er til å bestemme rullvinkelen.

Kapittel 6.1: Videre arbeid

Anbefalinger for videre arbeid.

2 Bakgrunn

Her gis en kort innføring i emner som er viktig for å forstå oppgaven.

2.1 GPS (NAVSTAR GPS)

Det mest brukte satellittnavigasjonssystemet i dag er GPS (Tidligere NAVSTAR GPS). Det opprinnelige GPS-systemet var delt i to deler, "Standard Positioning System" (Standard Posisjonering System (SPS)) og "Precise Positioning System" (Presist Posisjonerings System(PPS)). SPS var fritt tilgjengelig for alle (C/A-signal) mens PPS delen var forbeholdt militæret (P-signal).

GPS systemet gjennomgår nå en oppgradering. Nye, moderniserte sivile og militære signaler blir sendt ut etterhvert som satellittene byttes ut. Disse nye (moderniserte) signalene skal i all hovedsak være bakover kompatible med gamle (originale) mottakere slik at disse også skal kunne brukes i fremtiden. Det er i denne oppgaven fokusert mest på bruken av det sivile C/A-signalet som er desidert mest brukt i dag. Nedenfor følger en kort innføring med spesiell vekt på signalene fra satellittene da det er disse som brukes til rullvinkleestimeringen.

2.1.1 Posisjonsberegning ved bruk av satellitter

Det å kunne bestemme en nøyaktig posisjon er viktig i mange sammenhenger. Dette kan i den nyere tid gjøres ved hjelp av (globale) satellittbaserte navigasjonssystemer (GNSS). Mest kjent er amerikanske GPS.

For å kunne bestemme posisjonen, trengs kun tre forskjellige variable; lengdegrad breddegrad og høyde over havet. For å kunne bestemme dette sender satellittene ut sin egen posisjon og til hvilken tid sendingen startet. Da farten til signalet er kjent (lyshastigheten (c)), kan avstanden til satellitten bestemmes. Hvis det mottas signaler fra tre satellitter, en for hver ukjent, er det derfor mulig å bestemme posisjonen. Dette krever imidlertid en klokke som går helt synkront med satellittenes klokke. Da dette sjeldent er tilfellet, er det derfor også nødvendig å finne en nøyaktig tid. Dette fører til at det må beregnes fire variable, tre til posisjonen og en til tiden. Det er derfor nødvendig med fire satellitter, men flere satellitter vil kunne gi mere nøyaktige estimater.

Beregning av posisjonen

GPS-mottakeren begynner med å måle tidsdifferansen (Δt) mellom satellitt og mottaker. Denne differansen inkluderer en tidsfeil (t_b) forårsaket av feil i mottakerklokken. Formelen for den tilsynelatende avstanden mellom bruker og en satellitt (PR) blir da:

$$PR = c(\Delta t - t_b) \quad (1)$$

$$PR = c\Delta t - ct_b$$

Den virkelige avstanden mellom den første satellitten (posisjon = x_1, y_1, z_1) og bruker (posisjon = x, y, z) er nå beskrevet av $c\Delta t$ som også kan skrives som

$$c\Delta t = \sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} \quad (2)$$

Ved å sette (2) inn i (1) og utvide til fire satellitter fås et likningssett som kan løses for brukerens posisjon (x,y,z) og tidsavvik (t_b). Satellittenes posisjon (x_i,y_i,z_i) og tidsavvik er kjent fra data mottatt fra satellitten.

$$PR_1 = \sqrt{(x - x_1)^2 + (y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} + ct_b \quad (3)$$

$$PR_2 = \sqrt{(x - x_2)^2 + (y - y_2)^2 + (z - z_2)^2} + ct_b$$

$$PR_3 = \sqrt{(x - x_3)^2 + (y - y_3)^2 + (z - z_3)^2} + ct_b$$

$$PR_4 = \sqrt{(x - x_4)^2 + (y - y_4)^2 + (z - z_4)^2} + ct_b$$

Det er i tillegg mulig å måle frekvensen til det mottatte signalet. Hvis frekvensen fraviker fra det sendte signalet, skyldes dette dopplereffekten¹ og klokke drift (hovedsakelig hos mottaker). Det er derfor mulig å bestemme fartsforskjellen mellom mottakeren og satellitten. Banen til satellitten er kjent og dermed også fart og retning til satellitten. Den resulterende forskjellen kan brukes til å bestemme farten til mottakeren.

En av de største feilkildene i satellittnavigasjonssystemer er at signalene fra satellittene ikke vil ha lik fart gjennom atmosfæren. Tettheten til atmosfæren er ikke stabil og er vanskelig å forutse. Ved å bruke signaler på forskjellige frekvenser kan dette kompenseres for i mottakeren. Det er derfor svært gunstig og ha et system som opererer på forskjellige bærefrekvenser.

2.1.2 GPS-Satelitter, bærefrekvenser og koding

GPS-systemet deles vanligvis opp i tre segmenter; bakke-, rom- og brukersegment. Romsegmentet av GPS systemet består av GPS-satellittene (Space Vehicle (SV)). Det er disse som sender signaler ned til mottakerne.

Bakkesegmentet består av kontrollstasjoner på bakken som sender beskjeder til satellittene. Det er på denne måten satellittene erverver sin egen nøyaktige posisjon og posisjonen til andre GPS-satellitter. Satellittene får også beskjed om hvilke satellitter som eventuelt er ute av drift eller har feil. I tillegg kan satellittene få kalibrert de interne klokken som er kritiske for presisjonen.

Brukersegmentet består av alle GPS-mottakerne som har til formål å bestemme sin posisjon, hastighet og/eller tid. Bilnavigasjonsløsninger, treningsklokker, smarttelefoner, flytrafikk, landoppmåling og mottakere brukt av militære hører til dette segmentet. GPS brukes også til nøyaktig tidssynkronisering og klokker.

Romsegmentet

Rom segmentet består av satellittene som sender ut sin posisjon og tid. Tidlig på 2000-tallet ble det startet et fornyelsesprogram av GPS-systemet. Satellitter skutt opp fra og med 2005 sender ut flere nye signaler. De nye signalene forbedrer presisjon og funksjonaliteten for både militære og sivile brukere. Etter 2010 er et tredje frekvensbånd (L5) også tatt i bruk for til bruk av "livsviktige/kritiske" funksjoner.

¹ For forklaring av dopplereffekten se: <http://no.wikipedia.org/wiki/Dopplereffekt>

Nedenfor følger en tabell med oversikt over hvilke satellitter som er i bruk per 2014 [1] . Det kan være verdt å merke seg at satellittene har hatt en vesentlig lenger levetid en forventet. Eldste satellitt er per i dag 24 år. Frekvensbånd og signaler omhandles senere.

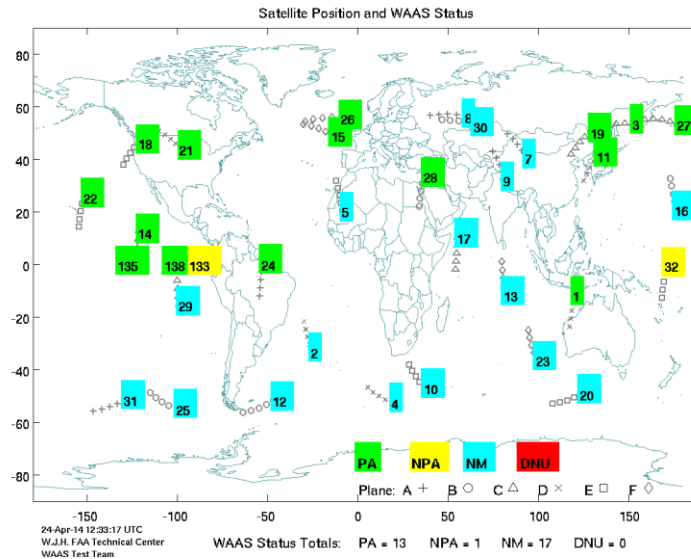
Modell	"Originale" satellitter		Moderniserte satellitter		
	II A	II R	II R (M)	II F	III
Oppskutt	1990-1997	1997-2004	2005-2009	Fra 2010	Planlagt 2016
Antall i drift	8	12	7	4 (6 skutt opp)	-
Signaler på L1-frekvensbåndet	(C/A) -kode P(Y) -kode	(C/A) -kode P(Y) -kode	(C/A) -kode P(Y) -kode M-kode	(C/A) -kode P(Y) -kode M-kode	(C/A) -kode P(Y) -kode M-kode 4. sivile signal(L1C)
Signaler på L2-frekvensbåndet	P(Y) - kode	P(Y) - kode	L2C P(Y) - kode M-kode	L2C P(Y) - kode M-kode	L2C P(Y) - kode M-kode
Signaler på L5-frekvensbåndet				3. sivile signal	3. sivile signal
Nye egenskaper		Bedre klokke	Justerbar senderstyrke	Bedre klokker. Bedret presisjon	Flere forbedringer planlagt
Designet levetid	7,5 år	7,5 år	7,5 år	12 år	15 år

Tabell 1 Oversikt over GPS-satellitter (SV), frekvensbånd og signaler per april-2014

Satellittbaner og antall satellitter nødvendig for global dekning

GPS-satellitter går i " Medium Earth Orbit " (MEO) ca 20 200 km over jorda og satellittene har en omløpstid på 11 timer og 58 minutter. Den opprinnelige satellittkonstellasjonen trengte 24 satellitter for "Global" dekning. Dette gjorde det mulig å motta fire satellitter fra så godt som hele jorda. Fra 2011 er konstellasjonen økt til 27 satellitter, noe som gir bedre dekning. Satellittene er delt i seks, jevnt fordelte plan rundt jorda med plass til 4 eller 5 satellitter i hvert plan. Det er kun 32 "satellittadresser" kalt PRN-nummer som er tilgjengelige, og den siste tiden har ca. 30 satellitter vært i drift. De ekstra satellittene forbedrer sjansen for å kunne fange opp satellitter ytterligere. [1]

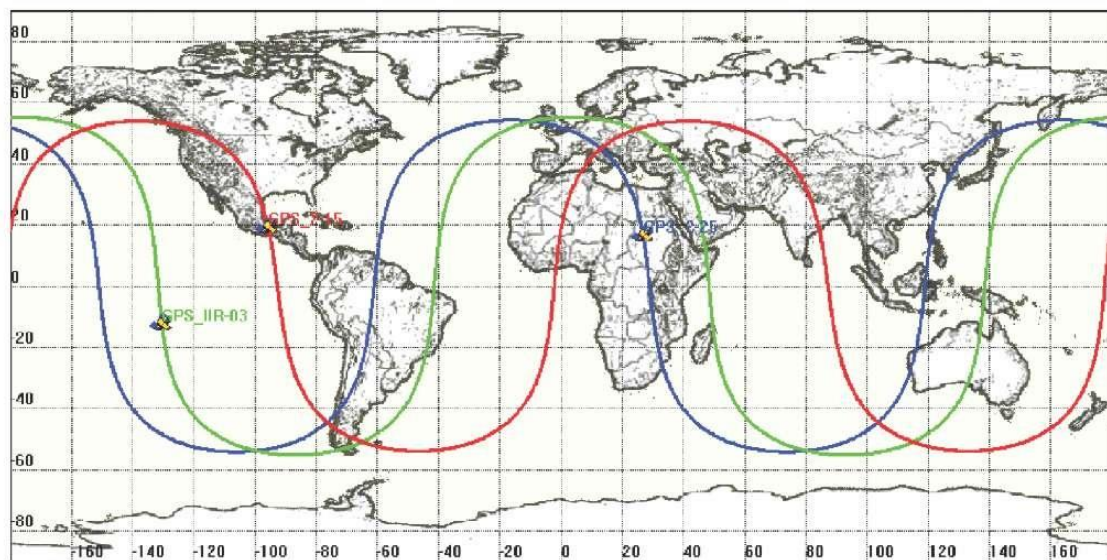
På nettsiden http://www.nstb.tc.faa.gov/Full_WaasSatelliteStatus.htm er det mulig å se i sanntid hvor GPS-satellittene befinner seg. Figur 1 viser et eksempel på denne siden. Legg merke til at symbolet som markerer posisjonen angir i hvilket plan (Plane A, B, C, D, E og F) satellittene befinner seg i.



Figur 1 GPS-Satellitenes posisjon samt WAAS satellitter.

Satellitbanenes innflytelse på Norge

Satellitbanene er optimalisert for å gi best mulig dekning i den mest befolkede delen av verden. Dette innebærer at ingen satellittbaner går over polene. På Figur 1 sees dette ved at ingen satellitter befinner seg så langt nord som Norge. Figur 2 viser hvordan banen til 3 forskjellige GPS satellitter går. Dette betyr at det aldri er satellitter rett over mottakere ved posisjoner lenger nord/sør enn ca 60 grader. Dette kan observeres i Osloområdet som et satellittløst område på himmelen. På "Sky-view" figurene (for eksempel Figur 31) kan dette området sees rett opp (midten) og mot nord. Dette betyr at det i Norge er større sannsynlighet til å se en satellitt sørover enn nordover.



Figur 2 Tre GPS-satelliters baner, ingen går over Norge. ²

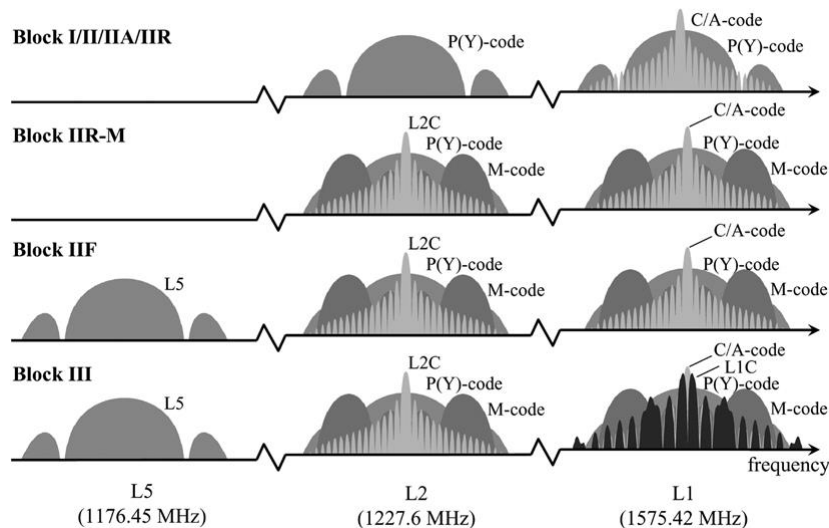
² Bildet er hetet fra: <http://what-when-how.com/remote-sensing-from-air-and-space/a-few-standard-orbits-orbital-mechanics-interlude-remote-sensing/> (Figure 4.6)

Bærefrekvenser

GPS-satellittene sender ut signaler på opptil 5 forskjellige frekvensbånd. De "originale" satellittene sender på L1, L2 L3 og L4, mens de moderniserte satellittene fra og med blokk IIF i tillegg sender på L5. Frekvensbåndene L3 og L4 brukes til spesialformål og er ikke omtalt her. Merk at samtlige GPS-satellitter sender samtidig på samme frekvensbånd i motsetning til for eksempel GLONASS hvor hver satellitt har et avgrenset frekvensområde.

Før 2005 ble det eneste sivile signalet sendt på L1-båndet. Etter 2005 sendes det i tillegg et sivil signal på L2-båndet. Tilgang til to forskjellige bærefrekvenser muliggjør bedre korreksjoner for lokale atmosfæriske forhold. Forbedringen krever at mottakeren kan motta de to bærefrekvensene. [2]

I Figur 3 er det mulig å se spektraltettheten til de tre brukte frekvensbåndene ettersom de har blitt modernisert. Øverste rad viser de originale satellittene (Block I/II/IIA/IIR). De to midterste radene viser de moderniserte satellittene (Block IIR-M/IIF) som benyttes i dag. Nederste rad viser blokk III, som er under planlegging. De moderniserte satellittene sender et nytt signal (code) kalt L2C. Block IIF-satellittene sender i tillegg signaler på L5-frekvensen. Fremtidige satellitter skal sende enda et nytt signal kalt L1C. De forskjellige signalene/kodene omhandles senere i rapporten.



Figur 3 Oversikt over normalisert spektraltetthet for L1, L2 og L3 for original og modernisert bruk [2]

PRN-koder

Hver GPS-satellitt har en unik adresse/kode. Denne koden kalles PRN-kode (PseudoRandom Noise – Tilsynelatende tilfeldig støy) og består av et tilsynelatende tilfeldig bitmønster. Imidlertid er PRN-kodene spesielt konstruert for å ha en sterk korrelasjon kun når den ikke er forskjøvet i tidsplanet. I tillegg har de forskjellige PRN-kodene seg imellom ikke en sterk korrelasjon. Det er opprinnelig laget 32 slike bitmønstre, og det er disse PRN-numrene som identifiserer GPS-satellittene (SV). Det er disse numrene som kan sees på Figur 1.

I den senere tid er det kommet geostasjonære SBAS-satellitter (Satellite-Based Augmentation System) som sender ut GPS-signaler. Satellittene har adresser (PRN-nummer) mellom 120 og 158 [3], og kan kun brukes av mottakere som støtter denne funksjonaliteten. Satellittene viderefremidler

atmosfæriske forhold fra bakkestasjoner direkte til GPS-mottakere og muliggjør dermed en bedre korreksjon for atmosfæriske forhold. I tillegg til korrigeringer i satellittenes klokker. Under forsøkene mottas signaler fra noen EGNOS-satellitter (European Geostationary Navigation Overlay System) med kode 120, 124 og 126 [4]. Det finnes også et tilsvarende amerikansk system kalt WAAS, samt flere tilsvarende systemer over Asia. I Figur 1 kan satellitter fra WAAS-systemet observeres i geostasjonær bane over ekvator (PRN nummer 133, 135 og 138).

Code-division multiple access (CDMA)

Som tidligere nevnt, sender samtlige satellitter på den samme bærefrekvensen. For å skille signaler sendt fra forskjellige satellitter, brukes en metode kalt "Code-Division Multiple Access" (CDMA- "Kodedelt multiaksess"). Kodingen baserer seg på at hver satellitt har en fast tildelt PRN- kode som legges til dataene. Deretter modelleres summen av data og kode på bærefrekvensen og sendes. Mottakeren kan da bruke PRN-koden for skille dataene fra satellittene når signalene fra alle satellittene mottas.

Binary phase-shift keying (BPSK)

For å modellere data på bærefrekvensen brukes "Binary phase-shift keying" (BPSK – "Binær fase-skift-modellering"). Formålet med dette er å konvertere bitene i datastrømmen over til et signal med sinusform for å kunne sendes. Kort sagt går modelleringen ut på at fasen i bærefrekvensen forskyves 180 grader når det kommer en endring i den logiske verdien. Dette vises i (4):

$$s_n(t) = \sqrt{\frac{2E_b}{T_b}} \cos(2\pi f_c t + \pi(1 - n)), n = 0, 1. \quad (4)$$

Det resulterende signalet blir som vist i (6) for logisk '0' og (5) for logisk '1'. Resultatet endrer fortegn når det blir en endring på den logiske inngangsverdien (n). Endringen av fortegn kan også sees på som en 180 grader faseforskyvning. For logisk '1':

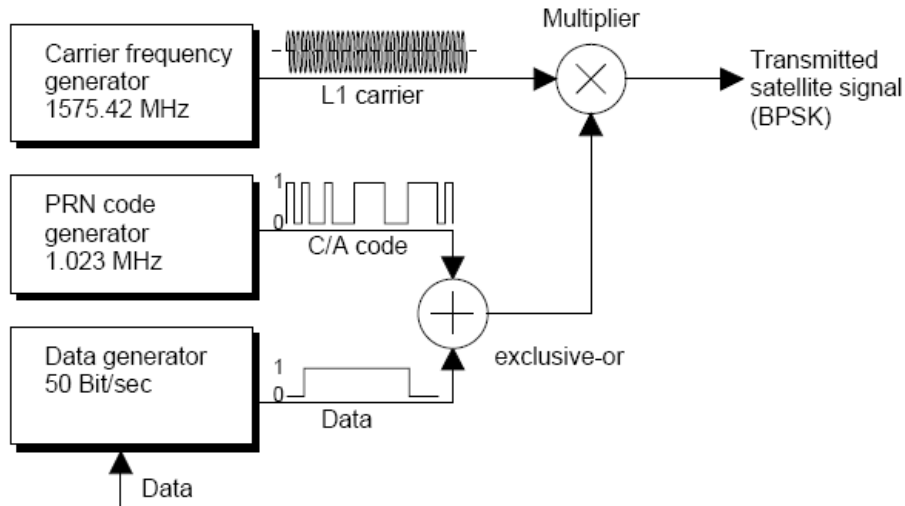
$$s_1(t) = \sqrt{\frac{2E_b}{T_b}} \cos(2\pi f_c t) \quad (5)$$

For logisk '0':

$$s_0(t) = \sqrt{\frac{2E_b}{T_b}} \cos(2\pi f_c t + \pi) = -\sqrt{\frac{2E_b}{T_b}} \cos(2\pi f_c t) \quad (6)$$

Transmisjon fra GPS-satellittene

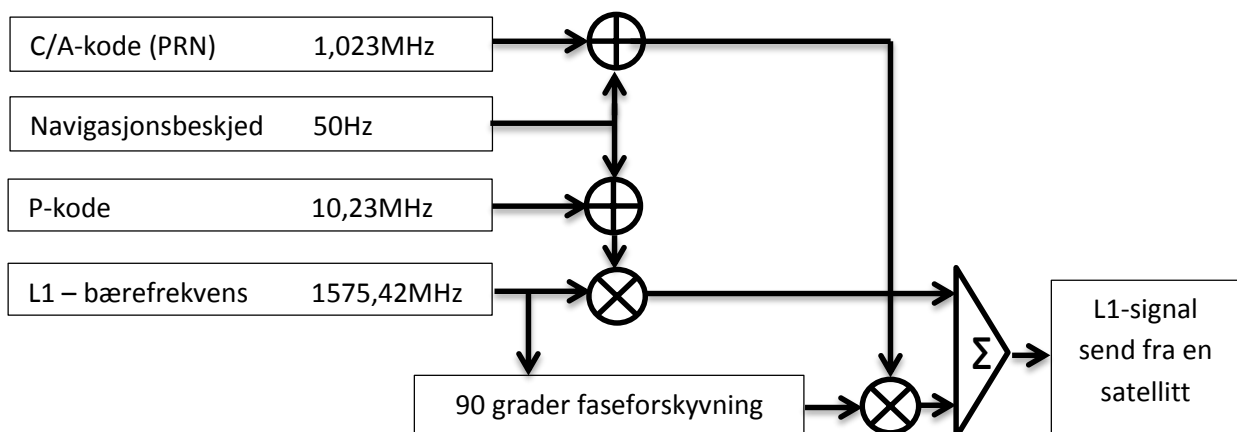
Når både CDMA og BPSK kombineres med navigasjons-data fås signalet som skal sendes fra hver satellitt. Dette er illustrert i Figur 4. Legg merke til at det i løpet av ett sekund blir sendt 50 bit (ca 6byte), 1,23 millioner PRN-koderepetisjoner og hele 1 575,42 millioner bærefrekvensperioder. [5]



Figur 4 Komposisjon av sivil C/A-signal med PRN-kode, (navigasjons-) data og bærefrekvens. Multiplikatoren på bildet vil faseforskyve bærefrekvensen 180 grader ved forandring i bitstrømmen [5]

Opprinnelig ble det sendt to forskjellige GPS signaler, et militært og ett sivilt samtidig på L1-båndet (det sees her vekk fra de nye moderniserte signalene). For å oppnå dette blir det sivile signalet sendt med en faseforskyvning på 90 grader (Quadrature – Phase). Dette muliggjør å kombinere de to datastrømmene og dermed effektivt overføre to separate datastrømmer på samme bærefrekvens.

Figur 5



Figur 5 Komposisjon av signalet på L1, boksene med + er eksklusiv eller, boksene med x er BPSK

2.1.3 Sivile GPS signaler

Når det i dagligtale nevnes GPS-signaler, siktes det til det sivile C/A-signalet, og det er mottak av dette signalet som hovedsakelig blir behandlet i denne rapporten. Med moderniseringen av GPS-systemet kommer flere nye, sivile signaler. Sivilt (Civilian) signal på L2-båndet kalt L2C er først ut og blir per 2014 sendt fra over 10 satellitter. Fire av satellittene sender også det 3. sivile signalet på L5-båndet, reservert for livskritiske brukere. Fremtidige satellitter er planlagt å sende et 4. sivilt signal kalt L1C på L1 båndet.

C/A-signal

C/A- signalet er tilgjengelig for alle og er det signalet som først ble tilgjengelig for sivile bruksområder. Det er dette signalet som i all hovedsak blir mottatt av sivile GPS-mottakere. Det vil nå bli gitt en rask innføring i oppbygningen til dette signalet.

Navigasjonsmeldingen

For at GPS-mottakeren skal kunne beregne sin posisjon må satellittens avstand og dermed posisjon være kjent. Navigasjonsmeldingen inneholder denne informasjon fra hver enkelt satellitt. I tillegg inneholder navigasjonsbeskjeden informasjon som kan forbedre navigasjons-beregningene eller lette oppgaven med å finne andre satellitter. Selve beskjeden er delt inn i 5 deler kalt subframes. Dataraten er svært sakte, kun 50bit/s, men hvert 6. sekund sender satellitten ut et nytt subframe. Det første som er i samtlige subframes er en nøyaktig tidsangivelse. Avstanden til satellitten er da en funksjon av tidsforskjellen/reisetiden til signalet. Resten av subframe består av navigasjonsdata som beskriver ukenummer, helsen til andre satellitter, satellittens posisjon/bane (Ephemeris) og en grov oversikt over de andre satellittene (Almanac).

Det er nødvendig med to etterfølgende subframes for å beregne avstand til satellitten, men subframe 1 trengs for å få den nøyaktige tiden og del 2 og 3 for å vite nøyaktig hvor satellitten er lokalisert. Når avstand og satellittens posisjon er kjent, fås kuleflaten hvor mottakeren er lokalisert. Tilslutt i subframe 4 og 5 er det 1/25 del av den totale almanakken.

Subframe (300bit x 5)	Words	Beskrivelse
1 (300bit)	1–2	Angir start på subframe (TLM); Tiden neste subframe starter på (HOW)
	3–10	GPS dato (Ukenummer); Tids korrigeringer; GPS satellittens status og helse;
2 og 3 (2x300bit)	1–2	Angir start på subframe (TLM); Tiden neste subframe starter på (HOW)
	3–10	Presis satellittbane for denne satellitten (Ephemeris)
4 og 5 (2x300bit)	1–2	Angir start på subframe (TLM); Tiden neste subframe starter på (HOW)
	3–10	Posisjon og helse til de andre satellittene (Almanakken).1/25 del av total størrelse på 15 000bit

Tabell 2 GPS-navigasjonsbeskjed format (totalt 1500bit)

Efemerider (Ephemeris)

Efemeriden inneholder en nøyaktig bane for satellitten, og er derfor unik for hver satellitt. Fra banen kan satellittens posisjon og fart beregnes slik at posisjonen til mottakeren kan beregnes. Efemeriden er derfor nødvendig for å bruke satellitten til å beregne posisjonen.

Almanakken (Almanac)

Almanakken er identisk for alle satellitter og inneholder en grov beskrivelse av posisjon og helse til alle satellitter i GPS-konstellasjonen. Almanakken blir brukt ved oppstart når Efemeridene ikke lenger er gyldig, etter ca. 30-60 minutter. Almanakken er gyldig i flere måneder, i alle fall hvis det ikke er endringer i konstellasjonen. På grunn av dens størrelse tar almanakken hele 720 sekunder eller 12,5 minutter å overføre.

Hastigheter og repetisjonstider

Den individuelle PRN-koden for en enkelt satellitt består av 1023 bit overført med 1023bit/sek. Dette betyr at satellitten blir identifisert hvert eneste millisekund. En reisetidsmåling gjøres ved mottak av hvert enkelt subframe. Et subframe mottas hvert 6. sekund, men for at nøyaktig tidsinformasjon skal være tilgjengelig må subframe 1 for denne satellitten ha blitt mottatt. Dette kan drøye opptil 36 sekunder. 36 sekunder er også den maksimale tiden det tar å hente Efemerider (Satellittens posisjon). Disse hentes imidlertid "samtidig" slik at den totale tiden for all informasjon for en satellitt hentes på maksimum 36 sekunder. [6]

	Repetisjonstid (sekunder)	Størrelse (bit)	Datahastighet (bit/sek)
Bærefrekvensen L1-båndet			1 575 420 000
PRN-koden til satellitten	0,001	1023	1 023 000
Subframe/tidsmåling/avstandsestimat	6	300	50
Dato og tidskorreksjon	30	300	(50)
Efemerider (Satellittens posisjon)	30	600	(50)
Almanakken- 1 del av 25	30	600	(50)
Almanakken- Alle 25 delene	720	15 000	(50)

Tabell 3 Repetisjonstider for data fra satellittene, tider for en satellitt

Det 2. sivile signal L2C

Satellitter som blir satt i drift etter 2005, sender det sivile signalet L2C på L2-båndet. Sending på to frekvenser muliggjør korreksjon for atmosfæriske forstyrrelser, noe som gjør at de sivile mottakerne kan ha like god presisjon som militære (eller bedre). L2C-signalet sendes med en sterkere signalstyrke enn C/A, noe som vil øke sjansen for å motta GPS-signaler under vanskelige forhold. [7]

Det 3. sivile signal L5-Båndet

Satellitter som er satt i drift etter 2010 sender på et nytt frekvensbånd kalt L5. Dette båndet er reservert for luftfartssikkerhetssystemer, men er mulig å motta for andre brukere også. På dette båndet vil det sendes på en enda sterkere sendestyrke enn de to første signalene. Dette for å vanskeligjøre sabotasje (Jamming) av signalene. Et tredje frekvensbånd vil også kunne forbedre presisjonen ytterligere, til under en meter. [7]

Det 4. sivile signal L1C

Fremtidige satellitter skal også ha mulighet for et 4. sivilt signal sendt på L1-båndet. Dette blir kalt L1C, som ikke må forveksles med det sivile signalet C/A som også sendes på L1. L1C-signalet er ment som en ny, internasjonal standard og identisk signal vil bli sendt fra europeiske Galileo, japanske QZSS, indiske IRNSS og kinesiske Beidou satellitter.

Selective Availability (SA)

Selective Availability (SA – "Utvalgt tilgjengelighet") er et program som av "sikkerhetsgrunner" reduserte nøyaktigheten på det sivile signalet (C/A). Dette førte til at nøyaktig posisjon kun var mulig å beregne ved å bruke det militære (P(Y)) signalet. SA ble stoppet i år 2000 og skal ikke aktiveres igjen. [8]

2.1.4 Militære GPS signaler

Opprinnelig brukte militæret P(Y)-signalet, men med moderniseringen ble et nytt M-signal innført og nye mottakere benytter dette.

Det er verdt å merke seg at noe GPS relatert teknologi kan anses som våpenteknologi og ikke er lov å eksportere uten godkjenning. USA har flere restriksjoner på GPS-mottakere som skal eksporteres for at det ikke skal være lisenspliktig. Dette er merkbart ved at det er lagt inn en fart-(515 m/s) og høydebegrensing (18 000m) på sivile mottakere. [9]

Presisjonssignal P eller P(Y)

Presisjons(P)-signalet sendes som et kryptert signal P(Y). Opprinnelig ga P-signalet bedre presisjon enn sivile C/A. I starten på grunn av Selective Availability (SA), etter dette p.g.a. fordelten med å sende på to frekvenser. Da det sendes på to frekvenser, er det også mindre utsatt for sabotasje ved støysending (jamming) da to frekvenser må jammes. Det at signalet er kryptert gjør det også vanskeligere å sende ut falske signaler (Spoofing) da signalet er ukjent.

P-signalet er på grunn av den svært lange (gjentas hver 7. dag) og kompliserte kode vanskelig å låse seg inn på. Derfor var det før en nødvendighet å låse seg inn på den vesentlig kortere (C/A)-signalet (gjentas hvert ms), først slik at nøyaktig tid og annen info var kjent før innlåsing til P(Y)-signalet.

P(Y)-signalet er tenkt erstattet av det militære M signalet. Sivile brukere har også delvis benyttet signalet for å sammenligne L1- og L2-båndet for ionosferiske korreksjoner, selv uten tilgang til det krypterte innholdet. Brukere anbefales nå å gå vekk fra slikt utstyr og over til å bruke L2C og det "3. sivile signal" (L5) for tilsvarende eller vesentlig bedre effekt. Det kan derfor virke som P(Y)-koden er det første GPS-signalet som forsvinner, men tidligst i 2021. [10]

Militært signal M

M-signalet er det nye militære signalet og sendes fra alle de moderniserte satellittene. Det er kryptert og dermed kun tilgjengelig for brukere med spesiell tillatelse. En av de største forbedringene i forhold til P-koden sies å være økt sikkerhet.

De kommende GPS III-satellittene skal være utstyrt med en kraftig retningsbestemt antenne som bare kan benyttes av M-signalet. Denne skal bruke til å forbedre M-signalet i et bestemt område på bakken.

2.1.5 GPS mottakerens oppgave

GPS-mottakerens oppgave er å koble seg til signalet sendt fra satellittene, for deretter å beregne posisjon og tid. For å kunne hente data fra en satellitt, må mottakeren lage et signal identisk med signalet som ønskes mottatt. For å kunne dette, trengs PRN-koden til satellitten, det nøyaktige frekvensavviket (grunnet dopplereffekten og drift i klokke) og hvor i sendingen satellitten er. Deretter startes nedlastningen av navigasjonsdata og posisjonsberegning.

Hvis ikke all nødvendig informasjon er tilgjengelig, velger mottakeren en PRN-kode og gjetter på verdier for frekvens og posisjon i sendingen. Deretter tas kovariansen mellom dette predikerte signalet og signalet mottatt fra antennen. Hvis det ble gjettet riktig, vil en topp i kovariansen oppstå, hvis ikke prøves det med en annen posisjon i PRN-koden eller et annet frekvensavvik. Manglene forhåndsinformasjon vil derfor forlenge tiden til første satellitt blir funnet merkbart.

Antall satellitter som mottakeren er kapabel til å motta samtidig kalles kanaler. De tidligste mottakerne hadde kun et fåtall kanaler, vanligvis 4-5. Med 4 kanaler er det unødvendig å bytte mellom satellittene for å finne posisjonen. Nye mottakere i dag har vanligvis flere kanaler enn det er tilgjengelige satellitter slik at alle satellittene kan brukes. For rask og presis estimering av rullvinkel, er det viktig å bruke så mange satellitter som mulig for å få raskere tilgang til måledata. Flere kanaler gir raskere oppstartstider, men det er liten vits med mottakere med mere en 16-20 kanaler. Når 20 kanaler passerer, er det andre faktorer som blir viktigere. [11] Noe å tenke på er også at det kan komme flere satellitter i fremtiden. Det er i dag 30-32 vanlige GPS-satellitter og 6-10 geostasjonære satellitter i drift, men det kan komme flere. Dette er særlig viktig hvis mottakeren har støtte for flere typer GNSS-systemer.

Hot-, varm-, kald- og assistert-start

Oppstarttiden til første innlåsing av en satellitt avhenger av hvor mye informasjon som er tilgjengelig, og deles inn i kald, varm og hot-start.

Kald-start er når ingen informasjon er tilgjengelig. Det må da søkes på PRN-nummer, frekvens og faseskift. Dette tar lengst tid.

Varm start er når en grov posisjon og tid er tilgjengelig samt en gyldig almanakk. Nå vet mottakeren hvilke satellitter som er mest sannsynlig å finne og kan søke etter disse først. En mottaker med flere kanaler enn totalt antall satellitter vil ikke nødvendigvis ha mye hjelp av dette.

Hot start er når mottakeren har i minnet hvilke satellitter som ble benyttet sist, og det har forløp en så kort tid at samme satellitter fortsatt er tilgjengelige. Det tar derfor svært liten tid å koble seg til satellittene igjen.

Den oppgitte oppstartstiden for mottakeren benyttet er identisk for varm- og kald-start. For å teste dette ble det gjort et enkelt forsøk hvor oppstartstiden for de forskjellige modusene ble testet. Først for et sterkt signal utenfor vinduet og deretter et svakt signal helt i vinduskarmen.

	Oppgitt oppstartstid (s) GPS mottaker benyttet (50-kanaler)	Forsøk, antenne ut vinduet, 5 sterke og ca 10 svake satellitter			Forsøk, antenne ved vinduet, 4 svake satellitter		
		Nr 1	Nr 2	Nr 3	Nr 1	Nr 2	Nr 3
Forsøk	-						
Hot-start (s)	1	1	1	1	1	1	1
Varm-start (s)	26	32	31	32	38	32	27
Kald-start (s)	26	31	33	37	57	149	117
Assistert start (s)	1	-	-	-	-	-	-

Tabell 4 Oppstartstider til GPS mottakeren ved hot-, varm- og kald-start

Som det kan sees av Tabell 4, er det viktig for å få en rask innlåsing at mottakeren har tilgjengelig informasjon til å foreta en hot-Start eller en assistert start. Det vil ha mindre effekt å vite hvilke

satellitter som er synlig når alle allikevel kan prøves ut samtidig, men forhåndsinformasjon virker å være viktigere ved dårligere signaler.

2.2 Regionale og globale satellittbaserte navigasjonssystemer

Det vil her gis en kort innføring i alternative, satellittbaserte navigasjonssystemer til GPS.

2.2.1 Globale navigasjonssystemer (GNSS)

GLONASS

GLONASS er et akronym for GLOBalt NAVigasjon Satellitt System(Russisk: ГЛОНАСС). Et russisk alternativ til det amerikanske GPS og det eneste alternativet som i dag har global dekning. GLONASS var fullt operativt allerede i 1995, men etter dette forfalt satellittene og systemet ble igjen globalt operativt i 2011. Som GPS hadde GLONASS et mindre presist, sivilt signal, begrenset til en nøyaktighet på 30m. Forstyrelsen av signalene stoppet i 2007 og gjorde at presisjonen ble forbedret ned til bare 10m. [12] Russland satser stort på GLONASS og planen er å øke nøyaktigheten helt ned til under en meter i 2020.

GLONASS sine satellitter går i baner lenger nord enn GPS-satellittene gjør, noe som er viktig for norske områder.

Galileo

Galileo er EU (Europa Unionen) sitt alternativ. Fire satellitter er allerede i drift, mens 22 er under planlegging. Det planlegges å bruke bærefrekvenser på E1:1575Mhz (GPS-L1), E6: 1278Mhz og E5:1191(GPS-L5+mellom L5 og L2) [13]

BeiDou BDS (Tidligere Compass)

Tidligere kjent som Compass, nå omdøpt til BeiDou(BDS) er Kinas alternativ. BDS er i liket med Galileo i en oppstartsfase. Ved utgangen av 2012 var det totalt 14 operative satellitter. Det opererer på to frekvenser, B1I:1561Mz (GPS ca L1) og B2I:1207Mz (GPS mellom L2 og L5) [14]

2.2.2 Regionale navigasjonssystemer

Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS)

Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS) er et lokalt system for India. Systemet skal bestå av syv geostasjonære satellitter hvorav to er operative.

Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)

Quasi-Zenith Satellite System, (QZSS) er driftet av Japan og består hovedsakelig av satellitter i "quasi-zenith orbits" (QZO). En satellitt er i drift, noe som gir effektive 0,7 satellitter over Japan. Ytterligere fire satellitter er under planlegging med forventet oppskyting i 2018. [15]

DORIS

Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite (DORIS) driftes av Frankrike og benytter seg av doppler-effekten for bestemmelse av posisjon. Satellittene brukes også til andre formål enn posisjonering.

2.3 Alternativer til bruk av GPS for å bestemme rullvinkelen

Det er flere alternative måter å finne rullvinkelen på. Nedenfor er en oppsummering av disse samt en vurdering for bruk i dette senarioet.

2.3.1 Jordens gravitasjonsfelt og akselerometer

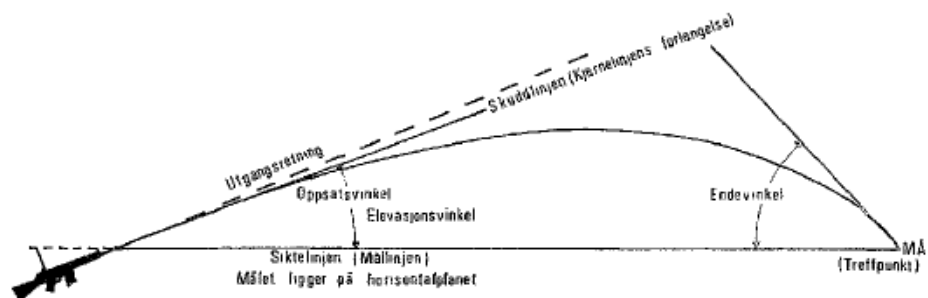
Den vanligste metoden er bruk av et akselerometer til å måle jordens tiltrekningskraft/gravitasjonskraft (g-kraft). Det er enkelt å beregne retningen mot jordens sentrum og dermed rullvinkelen. For bruk i prosjektilet er ikke dette mulig da prosjektilet vil være i fritt fall. Metoden benyttes under forsøkene til å finne en korrekt rullvinkel.

2.3.2 Kjent startvinkel og integrasjon av vinkelfart

Siden det allerede er nødvendig med en gyro, kan vinkelfarten fra gyroen integreres opp til en vinkel. Denne metoden benyttes delvis i flere av deteksjonsmetodene. Det som er utfordringen er å finne startvinkelen. Det kunne tenkes at prosjektilet forlot bakken i en bestemt vinkel og det ble integrert fra dette tidspunktet. Imidlertid snurrer prosjektilet så fort at gyroene ikke klarer å bestemme vinkelfarten rett etter starten.

2.3.3 Vinkelfart grunnet krumning av banen

Ved å se på målinger av vinkelfarten gjennom prosjektilets bane, er det mulig å bestemme retning ned da det vil være en slak krumning nedover. Dette fordi prosjektilets retning endrer seg fra slakt oppover til å være vendt nedover ved banens slutt. Dette skaper en bue og dermed en vinkelfart som kan detekteres av gyroen. Fenomenet vil være vanskelig å detektere da vinkelfarten er lav og kan forveksles med en bias. Dessuten er det viktig å få rullvinkelen raskt for å kunne korrigere tidlig, mens med denne metoden vil det være liten endring den første tilbakelagte distansen og mere når farten minsker mot slutten. Figur 6 viser banen til en geværkule, men samme prinsipp vil gjelde for større roterende objekter.

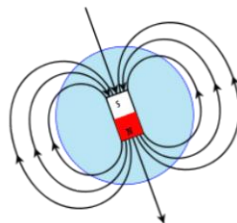


Figur 6 Illustrasjon på bane for et prosjektil³

³ Figur hentet fra: <http://milforum.net/threads/58076-Litt-noobish-sp%C3%B8rsm%C3%A5l-ang%C3%A5ende-sikte-p%C3%A5-rifler;>

2.3.4 Målinger av retningen på magnetfelt

Det er mulig å måle retningen på jordens magnetfelt. Disse linjene kan sammen med posisjon og retning fra GPS gi grunnlag for å estimere en rullvinkel. Disse kan imidlertid variere på grunn av lokale forhold. Magnetfeltet er heller ikke spesielt sterkt og kan lett forstyrres av utstyr på prosjektilet som generator/brems, elektronikk, motorer, antenne og ikke minst den store resten av prosjektilet som roterer svært fort. Det oppstår i tillegg problemer i nord da feltlinjene kan gå i samme vei som prosjektilet og dermed vil det ikke være endring når prosjektilet roterer.



Figur 7 Illustrasjon på jordens magnetfelt⁴

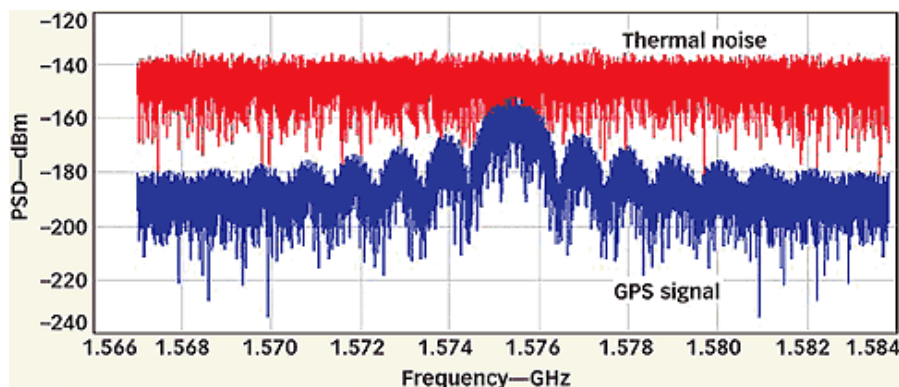
2.3.5 Andre metoder

Teoretisk sett kan dopplerfrekvensen til GPS-signalene som mottas også brukes til å bestemme rullvinkelen da rotasjonen vil endre avstanden til satellitten. Dette antas for usikkert og er ikke nærmere undersøkt.

2.4 Signalstyrke

Mottatt signalstyrke fra satellittene blir sjelden brukt direkte for å oppgi signalkvaliteten. De to mest brukte måtene å oppgi signalstyrke for GPS-mottakere er carrier-to-noise density (C/N_0) og signal-støyforhold (Signal to Noise Ratio (SNR)). Den praktiske forskjellen for brukeren er liten, og måtene blir derfor ofte sammenblandet. Det blir her kun sett på C/A-signalet på L1-båndet. [16]

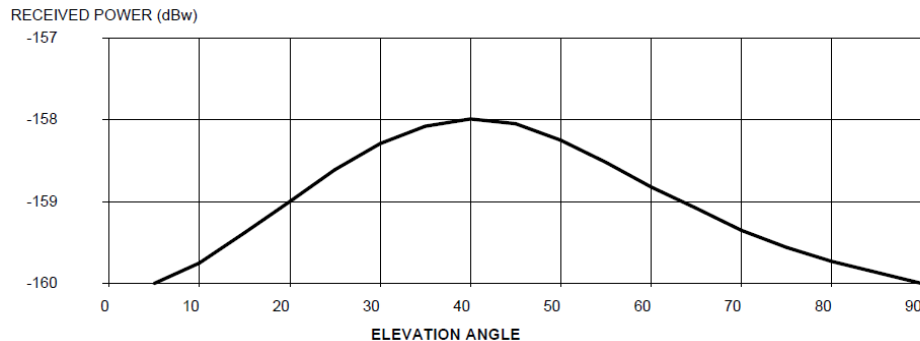
Figur 8 viser forholdet mellom mottatt signalstyrke og termisk støy. Termisk støy har en konstant effekt for alle frekvenser, men GPS-signalet har vesentlig sterkere effekt ved bærefrekvensen (L1= 1575,42 MHz). Legg merke at signalstyrken er oppgitt i en logaritmisk skala og at signalstyrken er på ca -160 dBm(Desibel-skala, mW), noe som er svært lite.



⁴ Figur hetet fra wikipedia.org

Figur 8 PSD-plott (power-spectral-density) av GPS signaler og termisk bakgrunnsstøy⁵

Det er verdt å merke seg at signalstyrken på bakken ikke er sterkest når satellitten står rett over mottakeren, men ved ca 40° elevasjon. Dette skyldes satellittens antenneadiagram som er designet for å gi et jevnt signal over den runde jorden.



Figur 9 Minimum mottatt styrke nær bakken som funksjon av elevasjonsvinkel til satellitten (Signalstyrken er antenneavhengig)

2.4.1 SNR Signal to noise ratio (Signal-støyforhold)

Signal-støy forholdet (SNR) beskriver forholdet mellom signalet fra satellitten og støy. SNR blir i likhet med de andre metodene oftest oppgitt i desibel (dB)-skalaen. Hvis SNR er større enn null (db) betyr dette at signalet er sterkere enn bakgrunnsstøyen. SNR er uttrykt som signalstyrken (S) dividert (lineær)/fratrasket (logaritmisk) støystyrken (N) på en spesifikk båndbredde. SNR bør alltid oppgis med denne spesifikke båndbredden.

$$\text{SNR}(\text{db}) = 10 * \log\left(\frac{S}{N}\right) \quad (\text{S og N i lineær skala}) \quad (7)$$

$$\text{SNR}(\text{db}) = S - N \quad (\text{S og N i logaritmisk skala (dB)}) \quad (8)$$

2.4.2 C/N₀ (CNO)- Carrier to noise density (Bærefrekvens til støy tetthet)

Bærefrekvens (Carrier(C)) til støytetthet (noise density - N₀) -forholdet er nesten det samme som SNR, men C/N₀ er uavhengig av båndbredden til mottakeren (BW). Siden bærefrekvensen (C-Carrier) tilsvarer signalet som skal mottas (S), blir i dette tilfellet SNR det samme som C-N (logaritmisk skala). [17]

$$\begin{aligned} C/N_0 &= C - N_0 && (\text{logaritmisk skala (dB)}) && (9) \\ &= C - (N - BW) \\ &= (C - N) + BW \\ &= \text{SNR} + BW \end{aligned}$$

⁵Figur hetet fra: <http://mwrf.com/test-and-measurement/designing-sige-gps-radio>; Designing An SiGe GPS Radio – figure 4 ; Paul Paddan and Marino Phocas | Microwaves and RF; 27-5-2004

2.4.3 Forskjellen mellom C/N_0 og SNR

Kobles to forskjellige mottakere til den samme antennen kan de vise forskjellige verdier for SNR. Dette kan være korrekt da SNR avhenger av båndbredden til mottakeren. C/N_0 vil derfor være mindre avhengig av mottakeren. Forskjeller i C/N_0 kan likevel oppstå da mottakere tolker støy annerledes, eller tilfører forskjellig mengde støy. Formel (10) viser tydelig at det for SNR er gunstig for mottakeren å ha en smal båndbredde(BW).

$$SNR = C/N_0 - BW \quad (10)$$

Hvis mottakeren har en båndbredde, (BW) på 4MHz (± 2 MHz) eller 66dB Hz, kan det konverteres mellom C/N_0 og SNR som vist i (10). Typisk verdi for C/N_0 er (37~45) dB-Hz og en typisk nedre verdi for SNR blir da som vist i (11). Med en typisk SNR for GPS-mottakere på ca -20 dB er det også tydelig hvorfor det kun brukes et begrenset område av frekvensspekteret.

$$SNR = 37\text{dB-Hz} - 66 \text{ dBHz} = -29\text{dB} \quad (11)$$

I denne rapporten er alle signalstyrkemålinger oppgitt i C/N_0 (dB-Hz). Blir det henvist til signalstyrke, gjøres dette generelt. Dette kan gjøres da det i denne oppgaven sees på forskjeller i styrken og forandringer i signalstyrken gjenspeiler seg i alle måtene å oppgi signalstyrken på. Dette kan også tolkes som at støystyrken og mottakerens båndbredde antas konstant. [16]

2.5 Antenner

Til nå har de fleste antenner for GNSS vært tilpasset GPS systemet og kun sivile C/A signal på L1 båndet. Noen få var i tillegg tilpasset L2-båndet. I fremtiden vil det i tillegg til GPS-L1 være behov for å ta inn flere frekvenser som, GPS:L2, GPS :L5 samt GLONASS, Galileo og BeiDou). Imidlertid ligger alle systemene tett i frekvens, flere er i tillegg overlappende.

Det blir i denne oppgaven kun sett på pach-antenner. Pach-antenner er det desidert mest benyttede til GPS-bruk og utvalget er stort. For rullvinkelformål kan det være ønskelig med et antennediagram som er forskjellige fra vanlig GPS bruk da et konstant sterkt signal ikke er ønskelig. Det ville for eksempel være gunstig med en svært retningsbestemt antenne eller et antenne-array

Alle GPS-signaler er sendt som høyrehånds, sirkulær polariserte signaler. (RHCP) Minimumsnivået på signalstyrken på jorden er -160 dBW (-130dBm) ved jordens overflate. [6](Avsnitt 2.1)

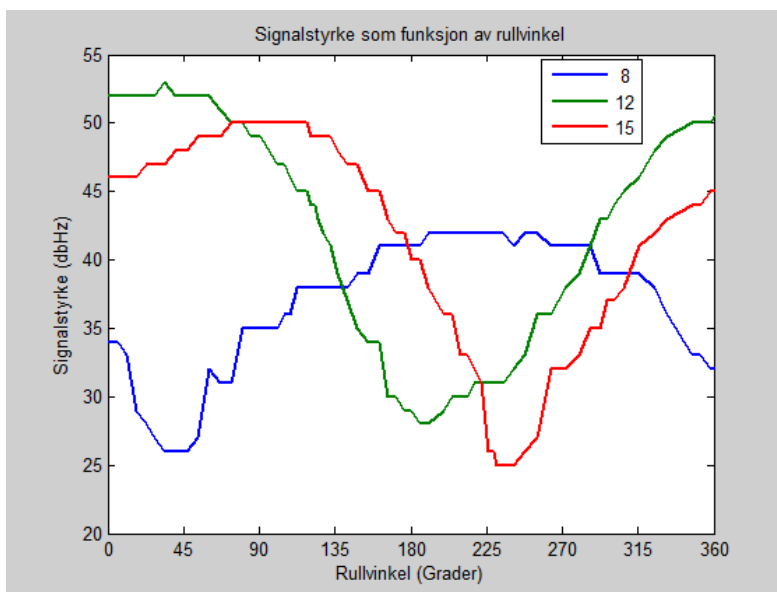
3 Rullvinklestimering ved hjelp av GPS-signaler

I dette kapitlet vises hvordan endringer i signalstyrke kan brukes for å gi et estimat av rullvinkelen, først generelt og deretter for fire forskjellige fremgangsmåter.

3.1 Generelt prinsipp for rullvinklestimering

Rullvinkelen er tenkt estimert ved bruk av variasjoner i mottatt signalstyrke fra GPS-satellitter. Signalstyrken til en satellitt avhenger av innkomstvinkelen til signalet på antennen, og signalet vil derfor variere når vinkelen til antennen endres. Endring i relativ satellittposisjon vil i tillegg til rullvinkelen ha innflytelse på signalene. Brukerens posisjon og fart estimerer mottakeren, mens satellittens posisjon og fart er kjent gjennom navigasjonsmeldingen. Dette muliggjør at det kan kompenseres endringer i innkomstvinkelen på antennen som ikke skyldes endringer i rullvinkelen.

Ved bevegelse i en konstant retning (eller stasjonært) vil det som har størst innflytelse på signalstyrken være endringer i rullvinkelen. Dette er noe som simuleringene og forsøkene har bekreftet. Figur 10 viser signal-støyforholdet til 3 satellitter for en hel rotasjon. Det kan tydelig sees endringer i signal-støyforholdet ettersom rullvinkel endres. Det er også tydelig at toppene kommer til forskjellige tidspunkter, dette fordi toppene vil være når antennen peker rett (-est) mot satellitten.



Figur 10 Signalstyrke (Signal-støyforhold) som funksjon av rullvinkel for 3 satellitter (SVID 8, 12 og 15)

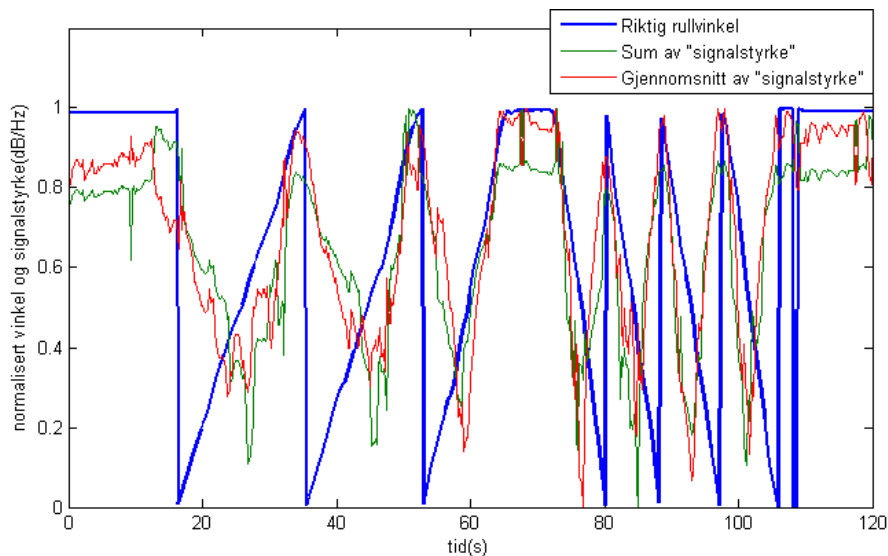
For satellitter som er posisjonert nære rullaksen vil endringen i innkomstvinkel, og dermed signal, som følge av rull bli liten. Det ideelle vil være om innkomstvinkelen er rett på rullaksen, da vil det være maksimal forandring av signalet.

Det vil sees på flere muligheter for å konvertere denne endringen i signalstyrke til et estimat for rullvinkelen. En ting som imidlertid er felles er at satellittenes posisjon på himmelen må omformes til en vinkel for når denne satellitten forventes å vende rettst på antennen. Denne prosessen blir omhandlet nærmere i kapittel 4.3.

3.2 Rullvinklestimering ved kombinert signalstyrke

Den enkleste metoden for å estimere rullvinkelen er å summere signalstyrkene for samtlige satellitter. Hypotesen er at du vil motta en høyere sum når antennen vendes oppover mot himmelen, og dermed mot satellittene, enn når antennen vender ned mot bakken.

Figur 11 viser summen og gjennomsnittet av "signalstyrken" (dB/Hz) i forhold til rullvinkelen. Det kan observeres at signalstyrken varierer som en funksjon av rullvinkelen. Å summere kan være lite gunstig da utfall av en satellitt vil redusere summen betydelig. Det er derfor bedre å ta gjennomsnittet av mottatt signal for alle satellittene. Figur 11 viser begge metoder, og ved å ta gjennomsnittet utlignes bedre kortvarige utfall og endringer i antall satellitter.



Figur 11 Riktig rullvinkel, summen og gjennomsnittet av signalstyrkemålingene.

For å konvertere summert signalstyrke til en rullvinkel, kan toppenes posisjon bestemmes. Dette vil da være rett opp, eller den retningen der det er flest/sterkest satellitter. Siden de mottatte satellittenes posisjon på himmelen er kjent, er det mulig å beregne når denne totale toppen vil komme.

Det kan også benyttes samme metode som beskrives senere i avsnitt 0 ved å bruke antennediagram og gyro til å lage et estimert signal og forskyve dette i tidsplanet til kovariansen er minst.

3.2.1 Diskusjon rundt bruken av denne metoden.

Denne metoden er avhengig av at satellittene står symmetrisk om rotasjonsaksen fordelt over himmelen for å få signaltoppen rett opp. Da ingen av GPS satellittene går over jordens poler, vil dette i mange tilfeller ikke være tilfellet så langt nord som Norge. Bruk av GLONASS med sine mere nordgående satellittbaner kan være bedre egnet, men GLONASS har færre satellitter i drift og dermed synker sjansen for at de er jevnt fordelt over himmelen. Blokkeringer av enkelte deler av himmelen av for eksempel hus eller terreng kan også ødelegge symmetrien rundt rullaksen.

En rullakse som ikke er vannrett vil ha en negativ innflytelse på denne metoden. Er rullaksen loddrett, er det ikke nødvendigvis flere satellitter i en bestemt retning. Satellittene kan for eksempel være jevnt fordelt rundt rotasjonsaksen. Det kan være at det er flere satellitter i en gitt retning, men

det vil være nødvendig å vite alle satellittens posisjoner og signalstyrker for å finne hvor denne toppen er.

Denne metoden tar ingen hensyn til at noen satellitter er generelt sterkere i styrken enn andre. Dette kan føre til at noen satellitter blir vektlagt mere enn andre, uten at det er noen god grunn til dette. Når noen svært svake signaler mottas, kan signalene forsvinne, og da vil gjennomsnittet øke eller summen falle brått. Dette kan virke negativt inn på metoden.

3.3 Rullvinklestimering ved signalstyrkemålinger.

Som tidligere vist, i for eksempel Figur 10, varierer signalstyrken (signal-støy forholdet) som funksjon av rullvinkelen. Når en signalstyrkemåling mottas, kan det beregnes et estimat av hvilke vinkler som er sannsynlig for akkurat denne signalstyrkemålingen.

Første steg er å prediktere signalstyrke ($SNR_{p,k}$) for en hel rotasjon for hver satellitt. Dette blir gjort ved å bruke antennediagrammet som funksjon av innkomstvinkel ($ANT(\angle_{inn})$) og satellittens posisjon i forhold til rullvinkelen ($\angle_{inn,k}$). Der k er en av alle de synlige satellittene (N_{sat}). Det antas her at antennediagrammet er oppgitt i % av maks mottaksevne og minste mottaksevne er 0%. I tillegg legges inn en forskyvning ($\angle_{ANT_}$) slik at antennes maksimale mottaksstyrke kommer ved 0° rullvinkel.

$$\underline{SNR_{p,k}} = ANT(\angle_{inn,k} + \angle_{ANT_}) \quad | \quad k=1, 2, 3... N_{sat} \quad (12)$$

Deretter endres $\underline{SNR_{p,k}}$ slik at toppverdi og bunnverdi er den samme som tidligere målinger av den målte signalstyrken ($SNR_{m,k}$). Dette blir gjort ved å "strekke antennen" slik at beste mottaksevne er lik som den høyeste tidligere mottatte signalstyrken (SNR_{maks}) og laveste verdi er den laveste signalstyrken (SNR_{min}). Det kommer mere om forskjellige måter å bestemme maks- og min-verdier i kapittel 4.5.

$$\underline{SNR_{p,k}} = \underline{SNR_{p,k}} * (SNR_{maks,k} - SNR_{min,k}) + SNR_{min,k} \quad | \quad k=1, 2, 3... N_{sat} \quad (13)$$

Så finnes avviket per vinkel ved den mottatte signalstyrken

$$\underline{\delta SNR_k} = \underline{SNR_{p,k}} - SNR_{m,k} \quad | \quad k=1, 2, 3... N_{sat} \quad (14)$$

Siden $\underline{\delta SNR_k}$ beskriver hvor mye avvik det vil være for en bestemt vinkel vil den mest sannsynlige rullvinkelen nå være den vinkelen hvor $\underline{\delta SNR_k}$ er minst. Dette er kun for en satellitt ved en måling av signalstyrken. Hvis dette avviket summeres opp for alle satellittene, resulterer dette i et samlet avvik per vinkel for alle satellittene for en måling.

$$\underline{\Delta SNR} = \sum_{k=1}^{N_{sat}} (\underline{\delta SNR_k}) \quad (15)$$

Den posisjonen i $\underline{\Delta SNR}$ som inneholder det laveste avviket vil være den mest sannsynlige vinkelen for denne kombinasjonen av signalstyrkemålinger fra alle satellittene. Det er i tillegg mulig å lage et estimat for hvor sikkert rullvinklestimatet er. En minimumsverdi fra et tydelig bunnpunkt er sikrere enn et punkt fra et bunnpunkt hvor avviket er nesten flatt.

Til nå har den eneste nytten av tidligere målinger vært maks- og minimumverdiene for signalstyrken. For å forbedre utnyttelsen av de tidligere målingene, brukes et kalmanfilter, sammen med informasjon om rullvinkelhastigheten, til å gi et bedre estimat for rullvinkelen. Det at målerverdien kan oppgis med estimat av sikkerheten til denne målingen, kan i tillegg forbedre resultatet. Rullvinkelen (Φ) antas konstant, med et pådrag gitt av gyroen (ω), og samplingstiden (Δt). Standardavviket til prosesstøyen er satt konstant til 0,05. Dette er det samme som gyroen, men kunne nok vært satt noe høyere. Målingene (Z) gjøres hvert sample. Kalmanfilterligningene blir da:

$$\dot{\Phi} = 0 + \Delta t * \omega + w \quad (16)$$

$$\dot{P} = \dot{Q} \quad (17)$$

Måleligninga blir da:

$$z = \Phi + v \quad (18)$$

Hvor støyen for prosessen (w) og målingen (v) er gitt ved:

$$w \sim N(0, Q) = N(0, 0.05^2) \quad (19)$$

$$v \sim N(0, R) = N(\sigma_z^2) \quad (20)$$

Parameterne til kalmanfilteret blir da:

$$x = \Phi; \dot{x} = 0; U = \Delta t * \omega; H = 1; \dot{Q} = 0,05^2; L = 1; G = 1; R = \sigma_z^2 \quad (21)$$

Dette diskrediteres og brukes i et diskre kalmanfilter. Til diskretiseringen brukes funksjoner fra kurset Stokastiske systemer (UNIK 4500) hvor kalmanfilteret også er forklart [18].

3.3.1 Diskusjon rundt bruken av denne metoden

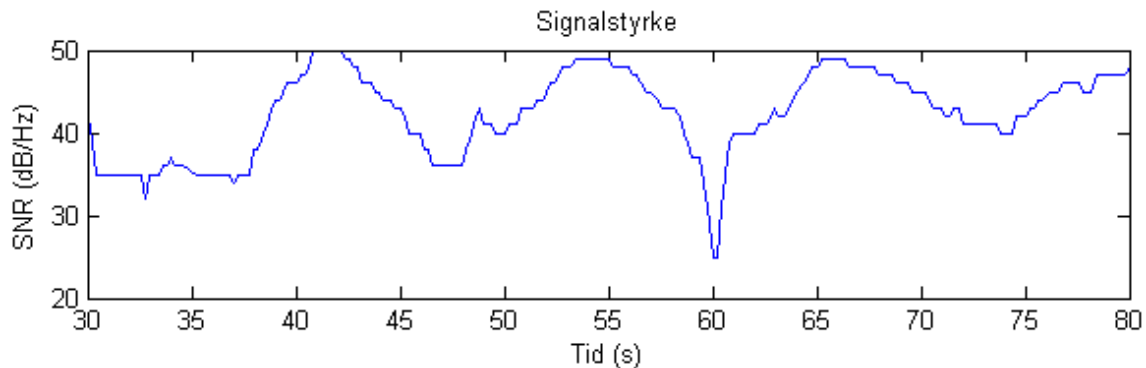
Fordelen med denne metoden er at det ikke er nødvendig å lagre de tidligere dataene, og at prosesseringskraften som er nødvendig ikke øker med tiden. Det er også mulig å finne vinkelen når antennen roterer lite.

Denne metoden er svært avhengig av at nøyaktig maksimal- og minimumsverdi for signalet er kjent. Hvis disse skal finnes ved målinger, trengs det mange målinger for å være sikker på at rette verdi er funnet. Før korrekte verdier er funnet, blir usikkerheten ekstremt stor. Maks- og minimumsverdier er satellitt- og posisjons/retnings-avhengig og forandres over tid, noe som gjør det svært vanskelig å finne gode estimater. Skulle for eksempel signalstyrken reduseres på samtlige satellitter, vil dette føre til en vinkelendring. Da det i praksis er signal-støyforholdet som måles, vil dermed økning i støy føre til en feil i estimatet.

3.4 Rullvinklestimering ved lokalisering av signaltopper

Denne metoden går ut på å finne bestemte punkter på den mottatte signalstyrken. Blir det funnet for eksempel en topp vender antennen rett mot satellitten. Dette fordi antennen har høyest forsterkning når signalet kommer rett på den. En bunn i signalstyrken er likeledes rett vekk fra satellitten der antennen har lavest forsterkning. I tillegg til topppunkter og bunnpunkter kan det ses på områder der det er store endringer i signalstyrken, vanligvis midt mellom topp- og bunnpunktene.

Utfordringen med denne metoden er å klare å detektere et nøyaktig punkt på de innkommende dataene. Figur 12 viser signal/støy-forholdet for en satellitt, og det kan tydelig sees at toppunktene (ved 41, 54 og 64 s) ikke er identisk for hver rotasjon. Bunnpunktene har enda større variasjon. Enkelte bunnpunkter har svært dype bunner (ved 60 s), mens andre har topper (ved 48 s).



Figur 12 Målt signal-støyforhold for en satellitt

De første simuleringene ble utført med en antennemodell med svært brede topper og bunner, men med klare overganger mellom disse. Det ble da forsøkt å finne disse overgangene, noe som var forholdsvis enkelt. Det var da nødvendig å finne rotasjonsretningen for å kunne beregne korrekt rullvinkel. Dette ble gjort ved bruk av en gyro (-modell). Grunnen til at denne metoden ikke benyttes, er at antennemodellen som hadde svært store sprang i mottakingsevne, ikke lar seg gjenskape i praksis.

Generelt oppstår det problemer med denne metoden når dreieretningen endres. Dette vil endre formen på signalet, og føre til feildeteksjoner. Rullretningsendringer er noe som kan måles med en gyro, og som må tas hensyn til. Det er også nødvendig å vite en del om signalet på forhånd, slik at støy i signalet ikke blir oppfattet som et deteksjonspunkt. For at denne metoden skal kunne benyttes, er det nødvendig å lage funksjoner som plukker ut feildeteksjoner både på grunn av endringer i dreieretning og støy. Samtidig som metoden må være effektiv nok til å fange opp punktene til rett tid uten for mange feildeteksjoner.

Deteksjon av en topp

Det vises her hvordan toppunktene ble detektert. Samme fremgangsmåte ble benyttet for bunnpunktene, men blir ikke beskrevet her. Prosessen er gjort med diskree regneoperasjoner/logikk.

Først finnes endringen (ΔSNR) i signalet (SNR) siden forrige måling. n beskriver hvilket steg verdien er angitt i.

$$\Delta SNR_n = SNR_{m\ddot{a}lt\ n} - SNR_{m\ddot{a}lt\ n-1} \quad (22)$$

Så finnes en "sum" av signalforandringene. Denne brukes til å bestemme endringen i den totale endringen siden forrige punkt som ble funnet.

$$SNR_{sum\ n} = SNR_{n-1} + \Delta SNR_n \quad (23)$$

Så sjekkes det om den målte verdien er større en den forrige største verdien ($TOPP_{SNR}$). Hvis den er det, settes nå verdien inn i $TOPP_{SNR}$, samt at tidspunktet (målingsnummer) noteres i $TOPP_{indeks\ start}$.

$$\begin{aligned}
 &IF (SNR_{sum\ n} > TOPP_{SNR}) \text{ then} && (24) \\
 &TOPP_{SNR} = SNR_{sum\ n} \\
 &TOPP_{indeks\ start} = n
 \end{aligned}$$

Hvis toppunktet er mere enn et sample langt, trengs det å finne toppens midtpunkt. Dette gjøres ved å ta gjennomsnittet av $TOPP_{indeks\ start}$ og indeksen til den siste målingen som har verdi $TOPP_{SNR}$.

$$\begin{aligned}
 &IF (SNR_n = TOPP_{SNR} \ \&\& \ SNR_{n+1} < TOPP_{SNR}) \text{ then} && (25) \\
 &TOPP_{indeks} = \frac{TOPP_{indeks\ start} + n}{2}
 \end{aligned}$$

For at en måling skal være et toppunkt, er det ikke bare nødvendig at det er den høyeste målingen, det må også være et fall i signalet etter den høyeste målingen. Det er valgt en fast grenseverdi på 4 dB/Hz da støy sjelden er større enn dette. Når en topp er funnet, lagres tidspunktet/indeksen til toppunktet i TOPPER. Nå blir også SNR_k redusert med 4dB/Hz. Dette er for å forhindre at neste topp kommer for tidlig.

$$\begin{aligned}
 &IF (SNR_n > 4 \ \&\& \ SNR_n + 4 \leq TOPP_{SNR}) \text{ then} && (26) \\
 &\underline{TOPPER} = [TOPPER, TOPP_{indeks}] \\
 &SNR_n = SNR_n - 4
 \end{aligned}$$

Tidspunktet/indeksen til toppene er nå funnet. Rullvinkelen er nå gitt av satellittens posisjon i forhold til antennen. Rullvinkel som en topp tilsvarer, er ved bevegelse i en rett linje ganske stabil. Hvordan dette regnes ut vises i kapittel 4.3 (Korrigerings for forskjellige posisjoner på satellittene).

Diskusjon rundt bruk av denne metoden

Det er ikke mulig å detektere en topp før toppen er passert og signalet er synkende. Dette fører til at det for denne metoden må være en tidsforsinkelse fra dataene er mottatt til et estimat gis. Brukt i sammenheng med en gyro er dette ikke så vesentlig da gyroen kan bestemme vinkelen, hvis bare en vinkel tidligere er kjent.

Det er vanskelig å bestemme et punkt på signalet nøyaktig, selv med midling av flere perioder er dette vanskelig. Det er også vanskelig å få ny informasjon fra ny data, da det er vanskelig få vekk feilene fra målingene.

Feildeteksjoner vil med denne metoden føre til store feil i den oppgitte rullvinkelen. Det er derfor viktig at et system for å plukke ut opplagte feilmålinger finnes. Dette kan være utfordrede ved høye rullhastigheter og korte tidsrom.

Planene videre for denne metoden er å bruke et kalmanfilter for å estimere vinkelen, men dette blir vanskelig med de tidligere nevnte utfordringene. "Støyen" er avhengig av hvilken satellitt målingen kommer fra og kan inneholde permanente avvik grunnet deteksjonsmetoden. Dette betyr at det ikke nødvendigvis er hvit støy på målingene, noe som kompliserer bruken av kalmanfilter.

3.5 Rullvinklestimering ved hjelp av signalprediksjon

Denne metoden er basert på at mottatt signal-støyforhold er et periodisk signal. Vinkelfart fra en gyro og satellittens posisjon ble benyttet for å prediktere et signal for hver satellitt. Deretter ble de predikterte signalene forskjøvet i tid til best mulig treff med de mottatte målingene. Forskyvningen i tid kan da brukes for å finne rullvinkelen.

Det første steget er å normalisere mottatt signal-støyforhold. Dette ble gjort ved hjelp av faste maks og minimumsverdier. Metoden med signalprediksjon er mindre følsom for feil i normaliseringsprosessen enn metoden med signalstyrkemålinger. Dette fordi signalprediksjonsmetoden benytter fasongen og ikke bare styrken.

3.5.1 Prediksjon av signalstyrke og rullvinkel

Siden det mottatte signalet er normalisert, kan det nå lages et signal med 1 i amplitude.

Først predikteres vinkel ($\angle_{p n}$) utfra summen av rullfartsmålingene (ω_m) for måling n. I tillegg legges det til en vinkel (\angle_{ANTOPP}) slik at antennens sterkeste signal kommer ved $\angle_p = 0^\circ$.

$$\angle_{p n} = \angle_{ANTOPP} + \sum_{i=1}^{Nm\ddot{a}linger} (\omega_{m i} * \Delta t) \quad (27)$$

Så må det for hver satellitt (k) kompenseres for satellittens posisjon på himmelen ($\angle_{inn k}$).

$$\angle_{p k n} = \angle_{p n} + \angle_{inn k} \quad | \quad k=1, 2, 3... N_{sat} \quad (28)$$

Deretter brukes antennemodellen for å predikert et signal for den spesifikke satellitten. For å prediktere signalet kan enten en sinuskurve eller en antennespesifikk modell benyttes. Et sinussignal vil være antenneuavhengig, mens en antennespesifikk modell kan gi noe bedre treffsikkerhet. Signalstyrken vil avhenge av rullvinkelen og da denne er ukjent (x) må det lages en for hver mulig vinkel.

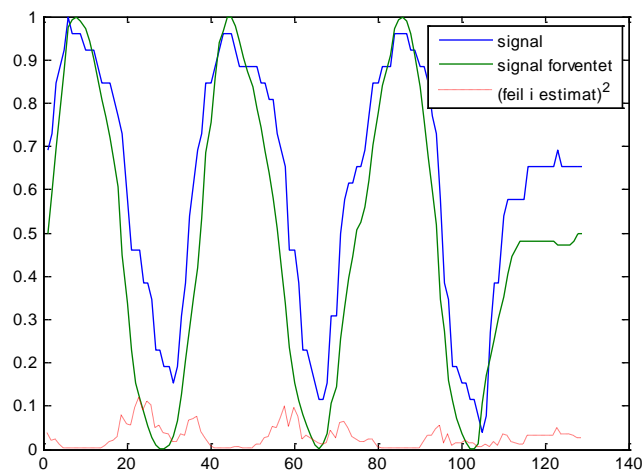
$$SNR(x)_{p k n} = ANT(\angle_{p k n} + x) \quad | \quad k=1,2,3... N_{sat} \quad (29)$$

$$| \quad x=[0,360]^\circ$$

Når signalet er predikert kan det sammenlignes med det målte signalet. Feilen for hele serien (n) for satellitt k summeres så opp. For å vektlegge de største feilene brukes kvadratsummen.

$$FeilSV(x)_k = \sum_{n=1}^{Nm\ddot{a}linger} (SNR(x)_{p k n} - SNR_{m k n})^2 \quad | \quad k=1,2,3... N_{sat} \quad (30)$$

I Figur 13 vises det normaliserte målte signalet, det normaliserte predikerte signalet og feilen kvadrert for den vinkelen hvor feilen var minst. En forskning i tidsplanet for det predikerte signalet vil her føre til en større total feil.

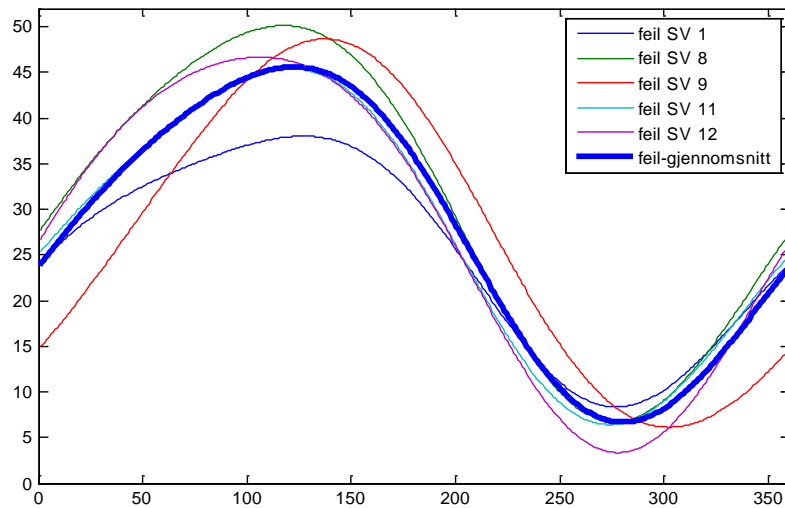


Figur 13: Målt, predikert og feil i signal for SVID 12. X-aksen viser målingnummer, mens y-aksen viser normalisert signalstyrke (C/N0)

Den totale feilen for satellitt k for rullvinkel x er nå uttrykt i $FeilSV(x)_k$, siden det i (28) ble kompensert for satellitt k sin posisjon på himmelen vil $FeilSV(x)_k$ ikke være avhengig av satellittens posisjon og kan dermed sammenlignes med de andre satellittene. Dette gjøres ved å ta gjennomsnittet av feilen som funksjon av rullvinkel ($Feil(x)$) for alle satellittene.

$$Feil(x) = \frac{1}{N_{sat}} \sum_{k=1}^{N_{sat}} FeilSV(x)_k \quad (31)$$

I Figur 14 kan feilen sees for 5 satellitter, i tillegg til gjennomsnittet (Feil(x)) av alle de fem satellittene. Biasvinkelen til gyroen vil nå være x-verdien der hvor gjennomsnittet er minst. I Figur 14 er dette ved 275 grader.



Figur 14 Feil for 5 satellitter og gjennomsnittet av disse

Når bias-vinkelen til gyroen er funnet, kan rullvinkelen finnes ved å addere biasen til den eksisterende opp integrerte gyroen i (27).

4 Omgivelser, modellering og oppsett av forsøk

Denne delen omhandler valg av og krav til utstyr, hvordan dette er benyttet i forsøkene og simuleringen. I denne delen omhandles også hvordan matematiske modeller for ulike komponenter er laget.

4.1 Plassering, valg og krav til utstyr

4.1.1 Ytre påvirkninger og fysisk plassering på utstyr

Antennens posisjon på objektet som skal rotere er viktig. Blir antennen satt i tuppen av objektet, vil antennen motta gode målinger ved stor stigningsvinkel i starten, men dårligere mot slutten. Dette kan være gunstig fra en ren posisjoneringstilnærming, men en slik plassering vil gjøre det svært vanskelig å bestemme rullvinkelen. Dette fordi antennens mottakingsevne ikke vil variere mye som følge av objektets rullvinkel. Det anbefales derfor at antennen settes på siden av objektet. Det virker som mottakeren og antennen brukt under forsøkene er i stand til og motta signaler for samtlige rullvinkler når den er montert på siden.

I det tiltenkte scenario vil det stilles store krav til alt av utstyr som skal brukes. Utstyret skal overleve en utskytning med store G-krefter. Dette vil begrense utvalget av utstyr som kan benyttes. For gyroen spesielt er det viktig at det undersøkes om gyroen kan kalibreres før oppskyting eller om det vil skje for mye drift i avviket under de store ytre påvirkningene.

4.1.2 Regnekraft

Det er i denne oppgaven ikke lagt mye vekt på bruk av regnekraft, men det antas svært grovt sett at total signalstyrke ikke er så ressurskrevende og at signalstyrkemålingsmetoden er den mest ressurskrevende. Det er imidlertid mulig å redusere behovet for regnekraft mye, spesielt ved å regne satellittenes posisjon for stasjonære på himmelen over perioder. Det antas at det i tillegg kan legges beslag på mere ressurser i starten når rullvinklestimeringen skjer, da det vil være mindre annen aktivitet før rullvinkelen er kjent.

Alle metodene er utviklet basert på bruk av tidligere innsamlede data, men slik at fremtidige målinger ikke benyttes. Skal metodene benyttes i sanntid, er det anbefalt å konvertere metodene til å blir rekursive. Det vil redusere behovet for prosesseringskraft og minne betraktelig.

4.2 Rammer og koordinatsystemer

4.2.1 Forskjellige typer rammer

Her beskrives to hovedtyper av rammer som er mye brukt i GNSS-sammenheng.

ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed)

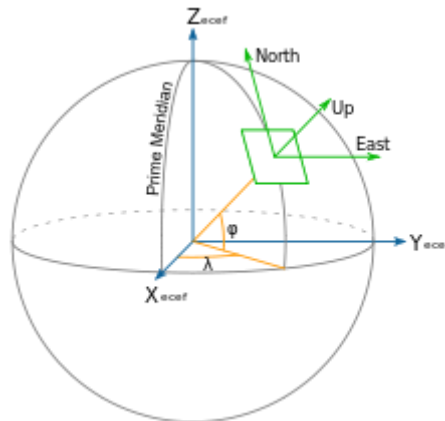
Er en ramme hvor Origo er plassert i massesenteret til jorden. Z-aksen peker mot "internasjonal referanse-pol" (Nordpolen), men det er ikke nøyaktig den aksen jorden roterer rundt. X-aksen peker mot ekvator (0 grader latitude) og Greenwichmeridianen (0 grader longitude). Se Figur 15.

Lokal "East, North, Up" (ENU) og lokal "North, east, down" (NED)

Både ENU- og NED-koordinatsystemene er definert utfra et tangentplan ved jordas overflate. For å finne dette planet, brukes en modell for jordas form. Jorden er nemlig ikke rund men modellert som en ellipsoide. For GPS brukes modellen "World Geodetic Survey 1984" (WGS-84). Denne er basert på nordpunktet jorda hadde i 1984. [6] (Avsnitt 2.2.3) Deretter defineres aksene utfra dette planet som følger:

For ENU peker X-aksen mot øst, Y-aksen mot nord og Z-aksen opp.

For NED peker X-aksen mot nord, Y-aksen mot øst og Z-aksen ned



Figur 15 Illustrasjon av ECEF og lokalt ENU⁶

4.2.2 Kulekoordinater

I tillegg til vanlige kartesiske koordinater, brukes det ofte forskjellige former for kulekoordinater.

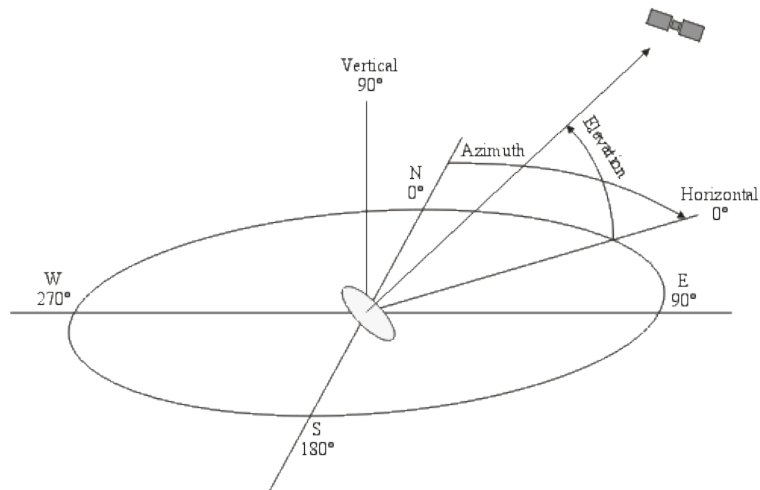
Lengdegrad, breddegrad og høyde

I posisjoneringssammenheng brukes lengdegrad, breddegrad og høyde. Dette er i praksis kulekoordinater for en ECEF-ramme.

Asimut, elevasjon og lengde låst i ENU/NED-ramme

Asimut og elevasjon brukes ofte for angivelse av objekters, særlig satellitters, posisjon i GPS-sammenheng. Dette fordi GPS-mottakeren regner ut vinkelen til satellitter og avstanden til disse. Asimut er da mot nord og elevasjon er mot horisonten. Origo er i objektet og følger dette. En illustrasjon på dette kan sees i Figur 16.

⁶ Illustrasjon www.fra.wikipedia.org



Figur 16 Illustrasjon på angivelse i Asimut, Elevasjon og lengde for en satellitt.

Asimut, elevasjon og lengde låst i et objekt

I dette tilfelle er rammen låst i objektet og ikke i bakken som i tilfellet over. Asimut blir da i bevegelsesretningen til objektet i et plan parallelt med bakken. Elevasjon er vinkelen mellom bakkeplanet og bevegelsesretningen til objektet. Origo er låst i objektet. 0 asimut og elevasjon er derfor i objektets bevegelsesretning.

4.2.3 Rammer

Det brukes flere forskjellige rammer, de første brukes av GPS-mottakeren. Rammene nedenfor er beskrevet med kartesiske koordinater, men det brukes ofte andre koordinatsystemer i rammene.

A: ECEF (Jordsentrert, låst i jorden)

Brukes til å bestemme GPS-brukeres posisjon. Brukes også for angivelse av satellittbaner.

B: ENU med origo i null høyde

Har origo i rett posisjon på jorda, men høyde lik 0. Retningen på aksene er ENU. (øst, nord og opp)
For å komme fra A til B, må det bestemmes hvilken terrengmodell som skal benyttes.

C: ENU med origo i objektets massesenter.

Har origo i massesenteret til objektet og aksene ENU (øst, nord og opp).

D: Senter i massesenteret, retning lik bevegelsesretning

Har senter i massesenteret til objektet, men er vridd slik at 0 asimut og 0 elevasjon peker i bevegelsesretningen, rullvinkelen er ukjent. Antennen/GPS-mottakeren antas plassert med senter i origo, og antennen plassert langs med rullaksen.

E: Senter i massesenteret, fast i objektet

Har senter i massesenteret, og aksene låst til objektet. Det vil si "til høyre" (x), fremover (y) og opp (z) for objekt.

4.3 Korrigering for forskjellig posisjoner på satellittene

Som vist i Figur 10, er det tydelige forskjeller i signalstyrke avhengig av rullvinkel. Imidlertid kommer toppene ved forskjellige rullvinkler. Dette skyldes satellittenes posisjon på himmelen i forhold til posisjon, fartsretning og rullakse. Figur 17 del A viser satellittenes posisjon på himmelen når signalstyrken i Figur 10 ble målt. Det er derfor nødvendig å beregne en vinkel som beskriver satellittenes posisjon.

For å kunne beregne disse vinklene, er det nødvendig å vite posisjonen til satellittene i forhold til antennen. Dette er mulig å beregne ut fra satellittens posisjon og mottakerens posisjon. Begge antas kjent i vårt tilfelle. Det er ikke nødvendig med en veldig nøyaktig posisjon for mottakeren da endringen i vinkel blir liten. I denne oppgaven har vinklene blitt beregnet av GPS-mottakeren.

Innkøstsvinklene til satellittsignalene er angitt i ramme C (ENU, origo i objekt). Asimut (A_m) angir retning i bakkeplanet med 0 mot nord og deretter med klokka (90=øst, 180=sør, 270=vest). Elevasjon (E_m) er vinkelen mellom bakkeplanet og signalet.

Disse vinklene må så konverteres til en ramme som tar hensyn til bevegelsesretningen. Det vil si ramme D. For å oppnå dette endres asimutretningen fra nord til bevegelsesretningen og elevasjon fra parallelt med bakken til stigningen til mottakeren. Dette gjøres ved å legge til bevegelsesretningen i bakkeplan (asimut) og stigningen/fallet i høyde(elevasjon). Origo for de to koordinatsystemene er like, så det er kun en rotasjon.

$$Elev^d = Elev^c + stigningsvinkel \quad (32)$$

$$Asim^d = Asim^c + Bevegelsesretning \quad (33)$$

For å finne overgangen til kartesiske koordinater, er det nødvendig å ha lengden mellom satellitten og mottakeren. Da posisjon til satellittene ikke er nødvendig i vårt tilfelle, kun vinklene, settes derfor avstanden til alle satellittene(r) til 1. For satellitt n kan derfor posisjonen for et gitt tidspunkt angis i kartesiske koordinater som:

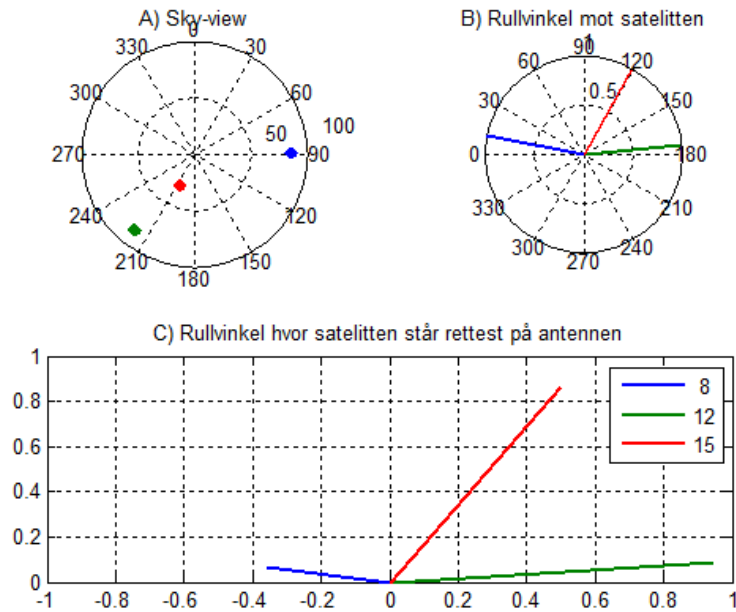
$$\begin{aligned} X_n^d &= r_n \cos(Elev_n^d) \sin(Asim_n^d) \\ Y_n^d &= r_n \cos(Elev_n^d) \cos(Asim_n^d) \\ Z_n^d &= r_n \sin(Asim_n^d) \end{aligned} \quad (34)$$

Deretter kan rotasjonsvinkelen ($\angle SV_n^d$) for å vende rett mot satellitt n finnes ved en trigonometriberegning. For $x > 0$ brukes (35) ellers brukes (36)

$$\angle SV_n^d = 90^\circ + \operatorname{atan}\left(\frac{X_n^d}{Z_n^d}\right) \quad | \quad X > 0 \quad (35)$$

$$\angle SV_n^d = \operatorname{atan}\left(\frac{Z_n^d}{-X_n^d}\right) \quad | \quad X \leq 0 \quad (36)$$

$\angle SV_n^d$ sier hvor langt det må ruller for å vende rett mot satellitt n. Resultatene for tre satellitter vises i Figur 17 B og C.



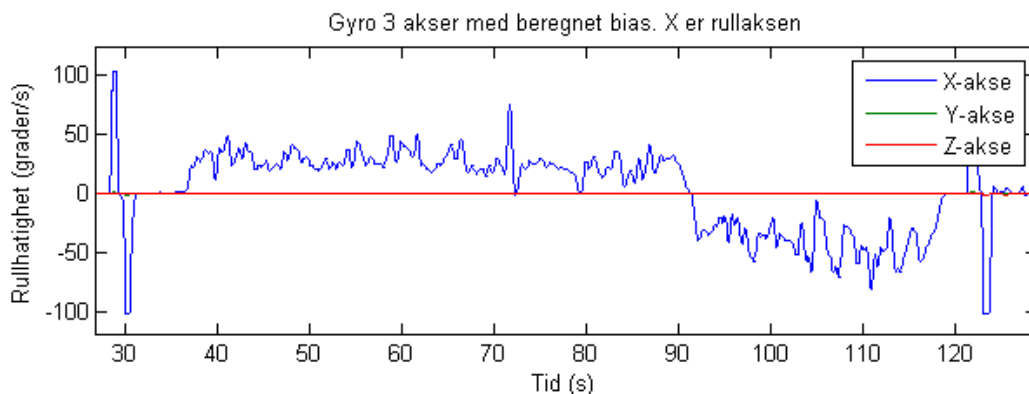
Figur 17 A) Satellittenes posisjon på himmelen. 0/360 grader er i retning nord, mens avstanden fra midten forteller høyden til satellitten, hvor senter er rett over mottakeren B) Hvilken rullvinkel hvor antennen står rett mot satellitten. C) Viser retning som B, men lengden viser hvor rett på signalet treffer antennen. Kort lengde vil si butt inngangsvinkel.

4.4 Treghetsnavigasjonssystem (TNS)

Det antas at det er en gyro i systemet for å kunne rullstabilisere objektet. I tillegg benyttes et akselerometer i forsøkene for å finne korrekt rullvinkel ved hjelp av gravitasjonsmålinger.

4.4.1 Bruk av gyro

Flere rulldeteksjonsmetoder tar i bruk en gyro for å kunne måle rullhastighet. Ved å integrere opp vinkelfarten, finnes tilbakelagt rull siden start. Dette kan brukes sammen med estimatet fra rullvinkelestimeringen til å finne «startvinkelen» eller avviket mellom den oppintegrerte vinkelen og den reelle vinkelen. Deretter kan gyroen benyttes for å beregne den nåværende vinkelen mens den kontinuerlig korrigeres fra rullvinkelestimeringen fra GPS.



Figur 18 Målingene fra gyroen fro forsøk 3. Biasen er fratrukket.

Gyro offset

Gyroen har en offset på vinkelfartmålingene. For å kunne integrere opp farten, er det viktig at denne offseten fjernes. I forsøkene gjøres dette ved at gyroen startes før selve roteringen startes. Når

gyroen står i ro, skal vinkelfarten være null og ved å ta gjennomsnittet av målingene når gyroen er i ro finnes offseten. Offseten kan så trekkes fra den avleste rullfarten for så å integrere opp til rett vinkel. Det vil også være en drift i offsetverdien til gyroen, men siden tidsrommet og driften er liten er dette sett vekk i fra (Se TNS forsøket)

Modell for gyro

Ved bruk av simulatoren var det ikke mulig å benytte en ekte gyro. Derfor ble det laget en modell av gyroen. Det ble tatt utgangspunkt i gyroen som sitter i Analog Devices ADIS16405BMLZ. Tabellen nedenfor viser spesifikasjonene til denne gyroen. "Angular random walk" sier noe om støyen, men med 2 grader i timen og det forholdsvis korte tidsrommet gyroen skal benyttes er det ikke nødvendig å ta hensyn til dette. "Initial bias error" sier noe om avviket i starten av gyroskopets operasjonstid. Siden det er en kort tid etter oppstart det skal brukes målinger, og denne er stor, er det nødvendig å ta hensyn til denne biasen. [19]

Parameter	Test Conditions	Min	Typ	Max	Unit
GYROSCOPES					
Dynamic Range		±300	±350		°/sec
Initial Sensitivity	Dynamic range = ±300°/sec	0.0495	0.05	0.0505	°/sec/LSB
	Dynamic range = ±150°/sec		0.025		°/sec/LSB
	Dynamic range = ±75°/sec		0.0125		°/sec/LSB
Sensitivity Temperature Coefficient	-40°C ≤ T _A ≤ +85°C		±40		ppm/°C
Misalignment	Axis-to-axis, Δ = 90° ideal		±0.05		Degrees
	Axis-to-frame (package)		±0.5		Degrees
Nonlinearity	Best fit straight line		0.1		% of FS
Initial Bias Error	1 σ		±3		°/sec
In-Run Bias Stability	1 σ, SMPL_PRD = 0x01		0.007		°/sec
Angular Random Walk	1 σ, SMPL_PRD = 0x01		2.0		°/hr
Bias Temperature Coefficient	-40°C ≤ T _A ≤ +85°C		±0.01		°/sec/°C
Linear Acceleration Effect on Bias	Any axis, 1 σ (MSC_CTRL, Bit 7 = 1)		0.05		°/sec/g
Bias Voltage Sensitivity	VCC = 4.75 V to 5.25 V		0.32		°/sec/V
Output Noise	±300°/sec range, no filtering		0.9		°/sec rms
Rate Noise Density	f = 25 Hz, ±300°/sec, no filtering		0.05		°/sec/√Hz rms
3 dB Bandwidth			330		Hz

Figur 19 Utsnitt fra datablad til Analog Devices ADIS16405BMLZ

I tillegg til denne konstante biasen er det støy på målingene, denne antas hvit. Offsett og hvitt støy ble beregnet ut fra forsøk gjort på gyroen benyttet under de andre forsøkene. Både bias og støy antas å ha gjennomsnitt null og er standardfordelt med standardavik σ_b for biasen og σ_{bs} for støyen.

$$\omega_{mi} = \omega_i + Bias + Støy_i \quad | \quad i=1,2,3 \dots N-1,N \quad (37)$$

$$Bias \sim N(0, \sigma_b) \quad (38)$$

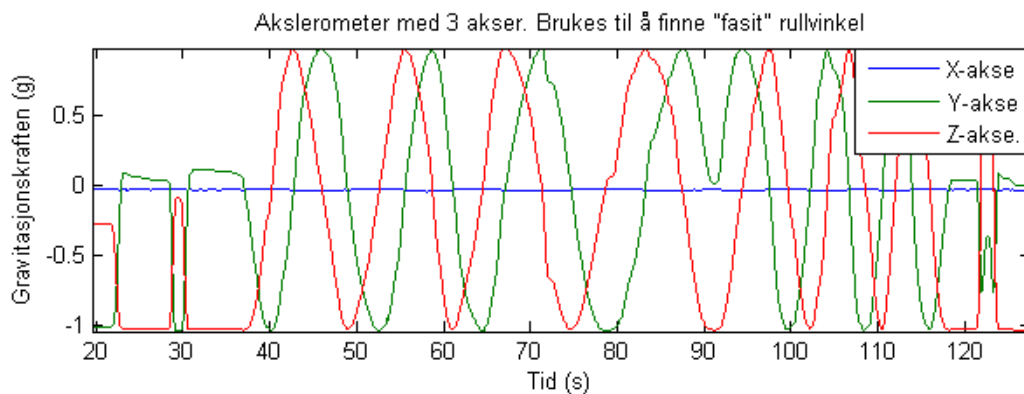
$$Støy_i \sim N(0, \sigma_s) \quad | \quad i=1,2,3 \dots N-1,N \quad (39)$$

4.4.2 Bruk av akselerometer for å finne rullvinkel

For å finne korrekt rullvinkel fra akselerometeret (ACC), ble akselerometeret plassert på riggen med X-aksen så nære rullaksen som mulig. Dette førte til at gravitasjonskraften ble fordelt over Y- og Z-aksen som en funksjon av rullvinkel. De to aksene med forandringer blir så behandlet som et komplekst tall. Vinkelen ble så funnet ved hjelp av MATTLABs innebygde ANGLE funksjon.

$$Rull\angle = Angle(ACC_z + ACC_y j) \quad (40)$$

Figur 20 viser målingene fra 2. forsøk. Det kan observeres at det er store endringer i g-kreftene avhenge av rullvinkelen. De negative g-kreftene kommer fram når akselerometeret står opp ned. Akselerometeret vil i motsetning til gyroen ikke drifte over tid.



Figur 20 Målinger fra akselerometeret under forsøk 2

4.5 Normalisering av mottatt signal-støyforhold

Normaliseringen blir gjort ved å sette minimums- og maksverdi for signalet-støyforholdet til en bestemt verdi. Dette gjøres for enklere å kunne sammenligne data. Benyttes faste verdier er det i denne oppgaven benyttet 50- og 25 dB-Hz som maks- og minimumsverdi for C/N_0 . Når det ikke er benyttet faste verdier, benyttes den høyest/lavest målte verdien. Det er benyttet faste verdier for alle metodene unntatt metoden med signalstyrkemålinger.

For å kunne finne topp/bunn-verdier, må det tidligere ha vært en måling av topp/bunn-punktene. Derfor kreves det rotasjon på minst en hel runde før det er mulig å normalisere signalstyrken ved bruk av målte verdier. Roterer det raskt er det økt sjans for å gå glipp av en ekstremalverdi og flere rotasjoner må gjennomføres. Det er spesielt vanskelig å få skalert bunnpunktene, da disse ikke er så klare som toppene, og noen ganger faller helt ut. Maksverdi vil variere med satellittens elevasjon og også endringer i atmosfære og støy. Det vil dermed være usikkert å basere seg på nøyaktig normalisering.

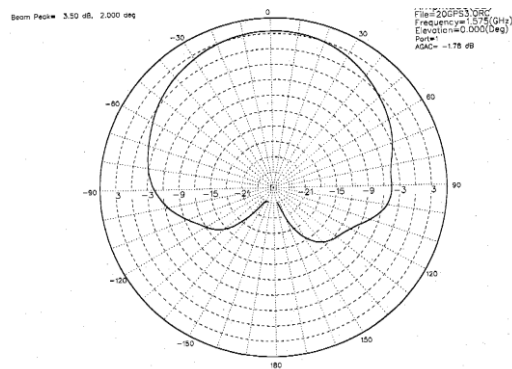
4.6 Modell for antenne

I simuleringen er det benyttet to typer antenner. De første simuleringene benyttet en "optimal" antenne. Denne antennen har en svært god forsterkning «oppover» og en lav forsterkning «nedover». I området midt mellom disse er det svært bratt fall i forsterkningen. Den siste simuleringen har benyttet en antennemodell med utgangspunkt i databladet til en virkelig antenne. Dette antennediagrammet er "glattere" og har ingen skarpe kanter som i modellen med kun to nivåer. Begge modellene tar utgangspunkt i at forsterkningen er identisk for alle asimut-retninger og det kun er forskjeller i elevasjon. I forsøkene er det benyttet antennemodellen som etterligner den virkelige antennen samt et sinussignal som er ment å være antenneuavhengig.

Noe det kan være verdt å merke seg, er at det kan være dårligere dekning i horisontalplanet og nedover for antennemodellen da det vil komme annet utstyr under antennen og også til en viss grad i horisontalplanet.

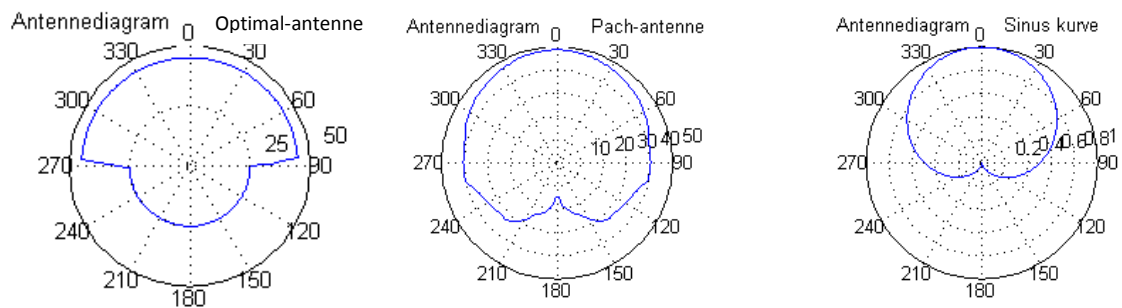
Utgangspunktet for antennemodellen for den virkelighetsnære antennen er den aktive GPS-antennen Motorola GC3LP279CA. Dette er en aktiv patch-antenne kun designet for mottak av signaler

på L1-båndet. Antennen har også tilsvarende ytre dimensjoner som den benyttede antennen. Antennediagrammet for Motorola-antenne kan sees i Figur 21, og den resulterende som ble benyttet i forsøkene og simuleringene kan sees som "Pach-antenne" i Figur 22. [20]



Figur 21 Strålingsdiagram Motorola GC3LP279CA fra datablad [20] (side 54)

I tillegg til den virkelighetsnære "Pach-antenne"-modellen ble det benyttet en vanlig sinuskurve. Antennediagrammet for sinuskurven kan sees i Figur 22 som "Sinus kurve". Denne er imidlertid normalisert.



Figur 22 Antennediagram for "optimal" antenne, Pach-antenne og "sinus-kurve"-antenne.

5 Simuleringer og forsøk

5.1 Utstyr og oppsett

5.1.1 GPS-mottaker

I både forsøk og simulering blir følgende mottaker benyttet: "U-blox 6 GPS Evaluation kit EKV-6T-0-001" Som inneholder "LEA-6T" – brikken til U-blox. En kort oppsummering av spesifikasjonene følger nedenfor.

Funksjon\mottaker		LEA-6T
Antall kanaler (Maks satellitter)		50
Antall korrelatorer (correlators)		Mer enn 2 millioner
Frekvensbånd		1575 MHz (L1)
GNSS-systemer og signaler		GPS - C/A
Maks oppdateringshastighet		5 Hz
Nøyaktighet	Retning	0,5 grader
	Horisontalt	2,5 m
Sensitivitet ⁷	Følgning og navigasjon	-162 dBm
	Gjenkobling til satellitt	-160 dBm
	Kald-start (uten hjelp)	-148 dBm
Ytre påvirkninger ved bruk	Høyde	50 000 m
	hastighet	500 m/s
	Dynamikk	4 g

Tabell 5 Oppsummering av databladet til U-blox's GPS mottaker LEA-6T [21]

Mottakerens navigasjonsmodell ble satt til "Airborn 2g" (også når stasjonært), og samplingsraten til 5hz. Meldingene NAV-SOL og NAV-SVINFO fra GPS-mottakeren ble logget. Se vedlegg 8.2

5.1.2 GPS-antenne

I forsøkene ble GPS-antennen ANN-MS fra U-blox-settet benyttet. Antennen er en aktiv patch-antenne for GPS signaler på L1-frekvensbåndet. Antennes fysiske mål er ca 40 x 40 x 10 mm.

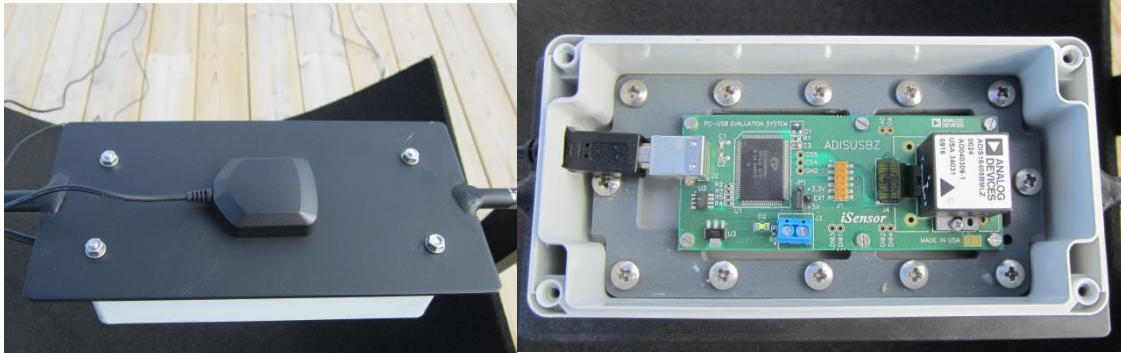
5.1.3 TNS system

I forsøkene er det benyttet et treghetssystem fra Analog Devices av typen "ADIS 16405" montert på utviklingsplattformen ADISUSBZ fra samme leverandør. Alle data tilgjengelig ble logget fra medfølgende programvare kjørt på PC. Gyro- og akselerometerdata ble benyttet. Gyroens maksverdi var satt til 300 °/s .

Gyroen som sitter i treghetsnavigasjonssystemet er av typen MEMS, og selv om ikke akkurat dette TNS systemet blir benyttet, er det forventet at det blir benyttet en MEMS gyro grunnet krav til kostnad og presisjon.

For ADISUSBZ er det kun støtte for 32-bit operativsystemer. Det kan dermed ikke anbefales gå til innkjøp av denne plattformen i dag, da de fleste datamaskiner i dag har et 64-bit operativsystem.

⁷ Avhenger av benyttet antenne

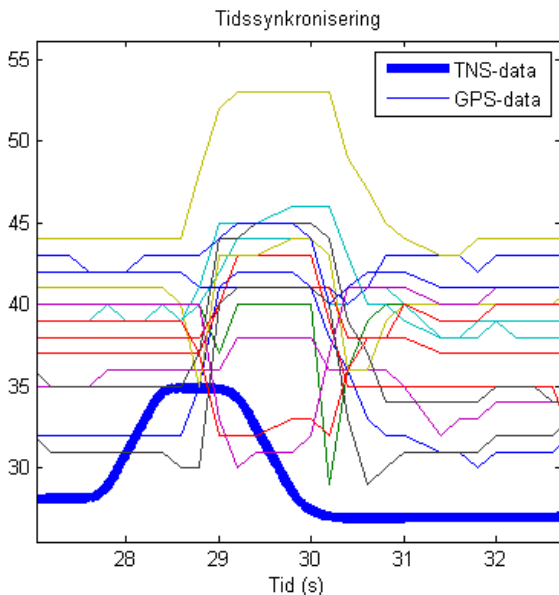


Figur 23 Bilde av antenne og TNS påmontert riggen for forsøk.

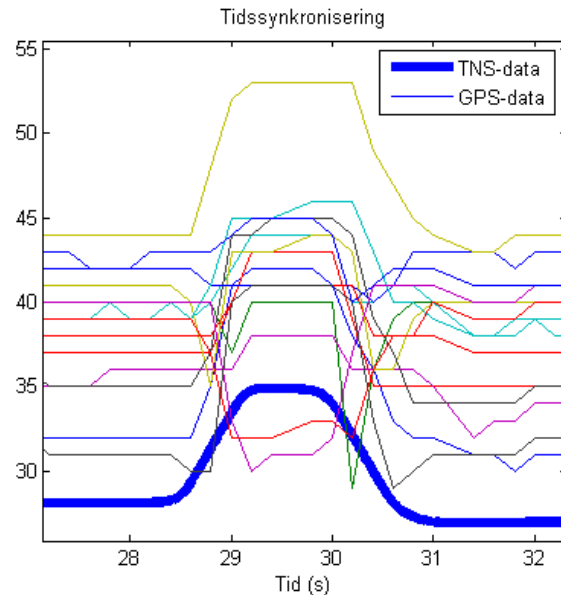
Tidssynkronisering og samplingstid

Det oppgis kun starttid og stopptid på TNS-målingene. Det er antatt at samplingsraten er konstant innenfor dette tidsrommet. Under forsøkene var datamaskinen som logget dataene ikke i bruk til noe annet, dette for å forhindre at noe skulle endre samplingstiden underveis i loggingen. I senere forsøk hvor også GPS målinger blir logget på samme maskin er disse startet først. Dette for ikke å risikere raskere TNS-sampling før GPS-loggingen starter.

Tidssynkronisering er vanskelig grunnet forskjellige klokker som angir tiden. GPS går etter "GPS-tid" mens TNS-dataene er etter "vanlig" PC-klokketid. Klokkene er stilt nesten likt, men det er noe avvik. Tidsavviket ble funnet ved å gi en impuls i rullvinkelen som så ble benyttet til en manuell tidssynkronisering. Impulsen kan sees som en vinkelforandring i gyroen og som en signalstyrkeendring på GPS dataene.



Figur 24 Før tidssynkronisering.



Figur 25 Etter synkronisering, TNS forskjøvet 0,75 s.

5.1.4 GPS-Simulator

Det ble benyttet en GPS-simulator. Simulatoren kan simulere GPS-signaler for opptil 10 satellitter samtidig. Simulatoren erstatter antennen til GPS-mottakeren og leverer signaler direkte inn på GPS-mottakerens antenneinnngang. Det stilles først inn innstillinger for senarioet som tid, plassering og objekt som skal beveges. Det må også legges inn en modell for antennen til GPS-mottakeren da simulatoren erstatter den fysiske antennen. Deretter legges det inn en liste med instruksjoner som objektet skal følge. Et eksempel på denne listen kan sees i **Error! Reference source not found.**

Figur 26 GPS-simulatoren med påmontert GPS-mottaker

5.1.5 Rigg for utførelse av forsøk

For å gjennomføre forsøkene, ble det laget en rigg for å kunne rotere antennen og treghetsnavigasjonssystemet. Riggen består av en roterbar brakett for festing av utstyr, samt en ramme for å få braketten med utstyr opp fra bakken. Det er viktig at riggen er litt over bakken for å prøve å unngå refleksjoner. Riggen er litt under en meter høy og er laget av prototypeverkstedet til FFI.



Figur 27 Rigg benyttet under forsøkene. De svarte kvadratene er matter for å forhindre refleksjoner.

5.1.6 Oppsett av utstyr ved forsøk og simuleringer

I både forsøkene og simuleringen ble GPS-mottakeren benyttet. Ved simuleringene ble mottakerens antenneinngang koblet rett til simulatoren, mens i forsøkene ble det benyttet en ordinær GPS-antenne.

For simuleringene kunne rullvinkelen leses av fra loggfilen til simulatoren, mens det for forsøkene ble benyttet akselerometermålinger fra TNS-systemet til å finne den virkelige rullvinkelen (Se avsnitt Bruk av akselerometer for å finne rullvinkel 4.4.2). Da det ikke er mulig å benytte en ekte gyro under simuleringene, brukes loggfilen fra simulatoren til å lage en modell av gyroen. (Se avsnitt 4.5)

5.1.7 Innlesing av loggdata til MATLAB

For innlesing av måledataene fra simulatoren og TNS-systemet, brukes en lettere modifisert versjon av importeringsverktøyet til MATLAB. Dette er mulig da måledataene er lagret i klartekst i loggfilen.

For å lese av loggfilen fra GPS mottakeren, som er lagret binært, brukes det et eksisterende MATLAB-skript. Dette leser inn de mottatte pakkene og variablene i hver pakke. Dette skriptet er noe modifisert for å takle flere meldingstyper, samt lagt inn noen feilsjekker da noen av loggfilene inneholdt "tomme pakker". For sortering av de innleste pakkene etter tid, er det laget et eget skript (ubx_pakkedeler.m).

5.2 Simuleringer

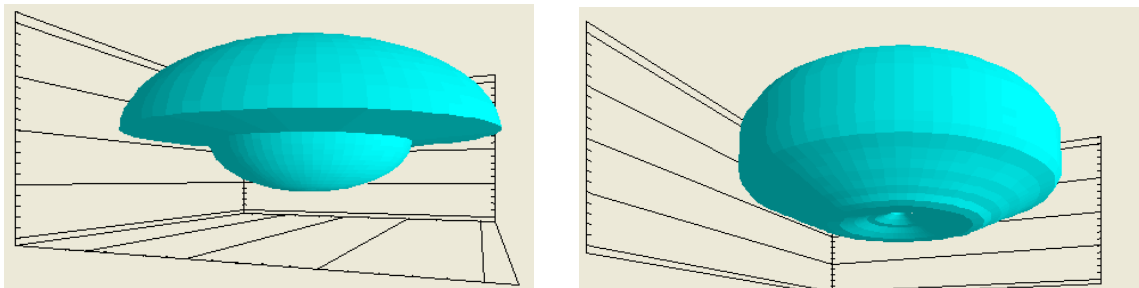
For å teste de forskjellige metodene, ble det gjennomført simuleringer. Formålet var å undersøke om det var mulig å observere forandringer i signalstyrken med varierende rullvinkel. Deretter kontrollere at endringer i posisjon, høyde og retning blir behandlet på rett måte.

Endringer i signalstyrke ved rullendring

Først ble det undersøkt om en endring i rullvinkelen vil gi en endring i signalstyrken. Simuleringene ble først utført med en "optimal"-antennemodell for å undersøke om konseptet var mulig. Det ble bekreftet at det var mulig å observere endringer i signalstyrke når antennen ble rotert rundt rullaksen.

Antennemodell av pach-antenne

Det viste seg at antennediagrammet på den benyttede "optimale"-antennen samsvarte dårlig med antenner på markedet. Antennemodellen ble byttet til en mer virkelighetsnær antennemodell basert på en pach-antenne. Bytte av antenne førte til endringer i formen signalstyrkemålingene fikk når antennen ble rotert. Rullvinkeldeteksjonsmetoden som tidligere var benyttet kunne ikke lenger benyttes, da det ikke lenger var tydelige overganger mellom overside og underside av antennen.



Figur 28 Visualisering i 3D av strålingsdiagrammet til antennemodellene brukt i simulatoren. Radius beskriver forsterking av signalet. Det er kun elevasjonsvinkelen som har innflytelse på signalstyrken. Til venstre "optimal"-antenne. Til høyre pach-antenne.

Simulering av forskjellige høyder, retninger og fart

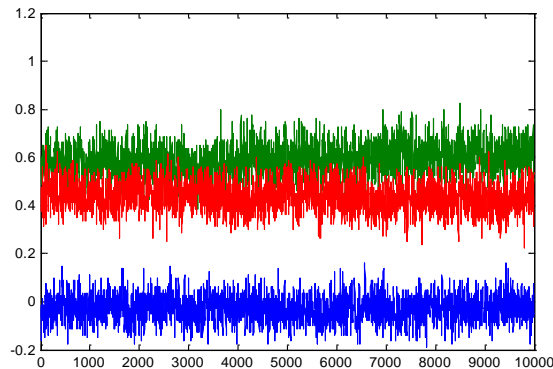
Formålet med denne simuleringen var å teste at modellene kan takle ulike scenarier med endringer i bevegelse og retning. Særlig med hensyn til korrigering for forskjellige posisjoner på satellittene som blir omhandlet i kapittel 4.3.

Endringer i bevegelse og store forflytninger var ikke mulig å gjennomføre med forsøk da forsøksriggen var stasjonær.

5.3 Forsøk

5.3.1 Måling av støy, bias og vandring av gyro

Formålet med dette forsøket er å finne støy og bias til gyroen. Dette for å kunne lage en modell til bruk under simuleringene og forsøkene.



Figur 29 Målinger av vinkelfart når gyroen ligger i ro. X-aksen er målingsnummer. Y-aksen er vinkelfart i °/s

Bias ble funnet ved å ta gjennomsnittet over perioden. Dette skal være 0 når gyroen starter og stopper i samme posisjon. I forsøkene lå gyroen stille i hele perioden. Biasen er derfor;

$$\text{Bias} = -\frac{1}{N_{\text{målinger}}} \sum_{n=1}^{N_{\text{målinger}}} \omega_{\text{målt } n} \quad (41)$$

Det ble også testet med å ta gjennomsnittet av alle sampler når gyroen startet og stoppet i samme posisjon, men var i bevegelse mellom dette. Dette ga ingen, tydelig forskjell på biasmålingen.

Følgende ble funnet med gyroen liggende i ro over 10 000 sampler med samplingsfrekvens 200Hz (raskest), 10Hz og 5Hz:

	Ca 200 Hz (raskest mulig)		10Hz		5Hz	
Akse	Offset	Standardavvik	Offset	Standardavvik	Offset	Standardavvik
X	-0,0304	0,0506	-0,0267	0,0500	0,0058	0,0507
Y	0,0617	0,0581	0,0590	0,0612	0,5947	0,0659
Z	0,4027	0,0517	0,4379	0,0550	0,4123	0,0588

Fra disse dataene er det mulig å se at standardavviket er forholdsvis likt uavhengig av samplingsfrekvens. Dette sier oss at det er lurt å bruke så høy samplingsfrekvens som mulig da bruk av en lavere samplingsrate vil være det samme som å forkaste måledataene mellom samplingen.

Det ble også utført målinger hvor gyroen lå i ro over en lengere periode får å se om bias-verdien driftet mye over tid. Det ble vurdert til at dette ikke var aktuelt da driften over det tiltenkte tidsrommet ikke var vesentlig.

5.3.2 Rotasjon av antenne med forskjellige rotasjonsretninger

Formålet med forsøkene var å bekrefte at resultatene fra simuleringen er mulig å gjenskape i virkeligheten. Forsøkene ble utført på taket av en 4 etasjer høy bygning. Dette for å motvirke refleksjoner og bedre mottakingsforholdene. Da sluttproduktet er forventet å brukes i et flygende objekt, vil dette være så nære virkelige omgivelser som er praktisk mulig å komme.

Tidssynkronisering mellom TNS målinger og GPS

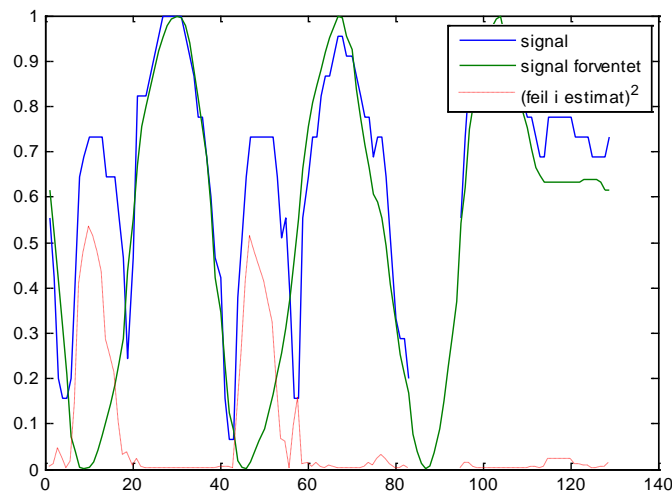
Fra GPS-enheten blir hver enkelt måling angitt med korrekt GPS-tid. TNS-målingene har kun angitt starttid og sluttid, og dette er angitt i PC-klokkens tid. Ved hjelp av en manuell synkronisering av klokken i PC-en før start på forsøket, samt korrigering for manglende skuddsekunder i GPS-tid ble målingene ganske synkroniserte. Det ble i tillegg utført en liten manuell korrigering på 0,6-0,7 sekunder.

Retning på dreiakse

Da alle forsøkene utføres med en stasjonær "rigg", må retningen på aksene det skal roteres rundt angis manuelt. Senere er dette forventet å lese fra GPS mottakeren eller etter en forventet bane, men dette krever bevegelse av objektet. Forsøket er utført med rotasjonsaksen i horisontalplanet (elevation/stigning = 0). Å finne korrekt retning på riggen var problemfylt. Løsningen var å sette riggen parallelt med bygningen. Bygningens retning ble så funnet ved hjelp av et kart og kontrollert mot data fra tidligere forsøk.

Uventede topper i signalstyrke

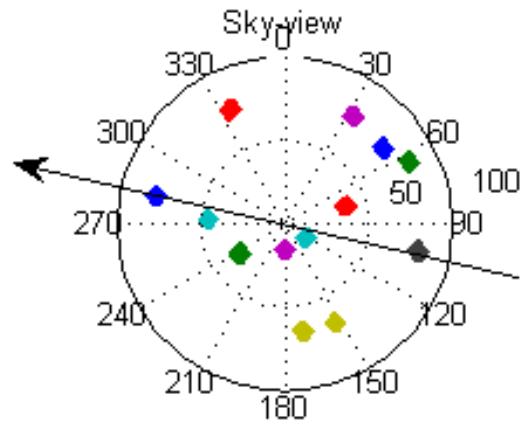
I forsøkene ble det på mange satellitter mottatt sterke signaler der det var forventet å finne et bunnpunkt. I Figur 30 kan dette observeres ved sample 10 og 50. Da dette er når antennen vender nedover mot bakken, er det sannsynlig at dette er refleksjoner. Refleksjonene kan komme fra riggen, som har en stor metallplate ca 0,5 m under rullaksen til antennen, eller andre refleksjonskilder, som for eksempel nærliggende bygninger eller bakken. En annen mulighet er at det fanges opp signaler gjennom riggen og blir plukket opp av antennen fra baksiden, men da må signalene gjennom en stålplate og gyroen. Forsøk etter det første ble utført med "matter" under antennen slik at refleksjoner skulle dempes. Dette hjalp og reduserte toppene til ca det halve.



Figur 30 Mottatt signal og gyro kompensert sinuskurve for SV 1 første forøk.

5.4 Resultater fra forsøk med roterende antenne

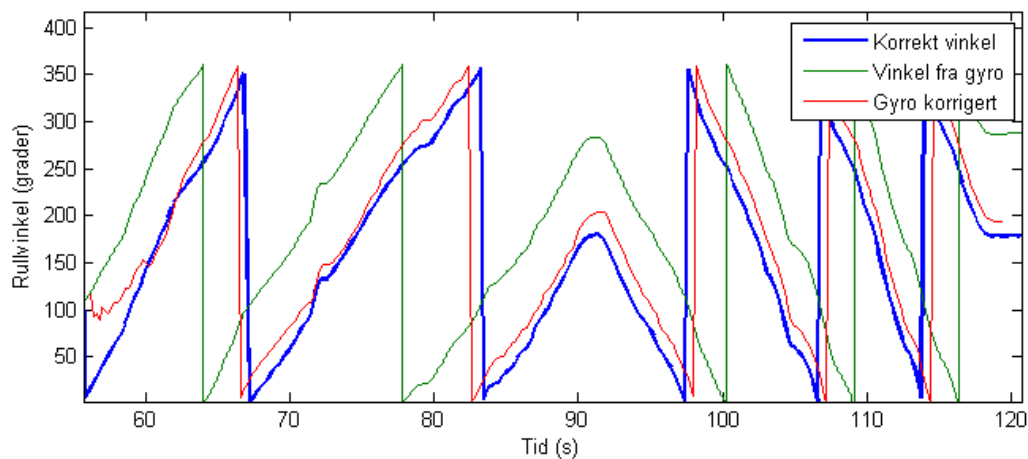
Alle metodene er laget basert på data fra et forsøk, men vises med data fra et etterfølgende forsøk. Dette for å sikre at metoden skal fungere ikke bare for et datasett. Det ble benyttet målingene fra nr 271 (ca 50s) til nr 371 (ca 120s), totalt 300 målinger.



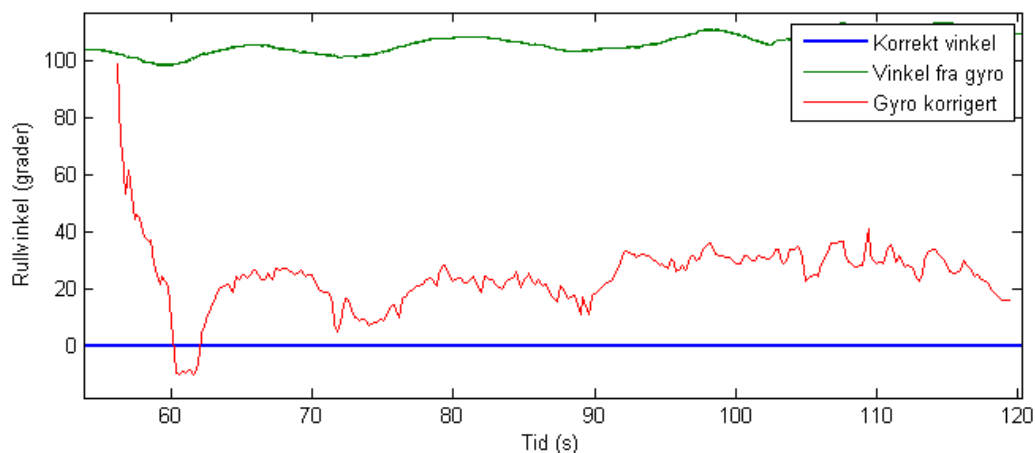
Figur 31 Satellittenes posisjon på himmelen i forhold til bruker, samt rullaksen/bevegelsesretningen.

5.4.1 Kombinert signalstyrke

Det ble benyttet fremgangsmåte beskrevet i 3.2. (Rullvinklestimering ved kombinert signalstyrke). Det ble benyttet gyrodata, men ingen korrigering for satellittenes posisjon på himmelen. For deteksjon av toppunkt ble metoden som beskrevet i signalprediksjon benyttet. Følgende rullvinkel med tilhørende feil ble funnet.



Figur 32 Rullvinkel som funksjon av tid for estimert og virkelig vinkel

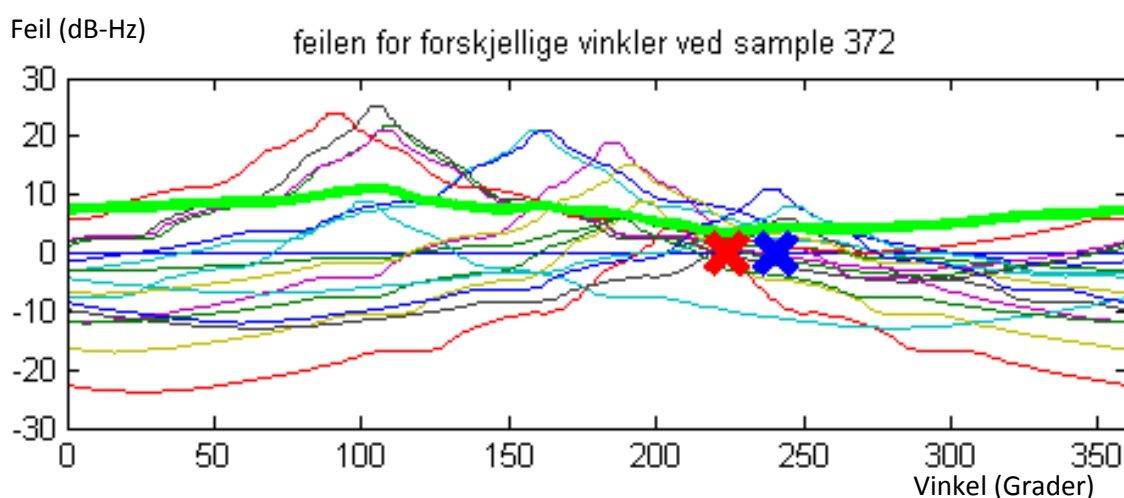


Figur 33 Rullvinkelfeil som funksjon av tid.

Det kan sees at det etter ca en runde/10s stabiliserer seg på ca 20 grader feil.

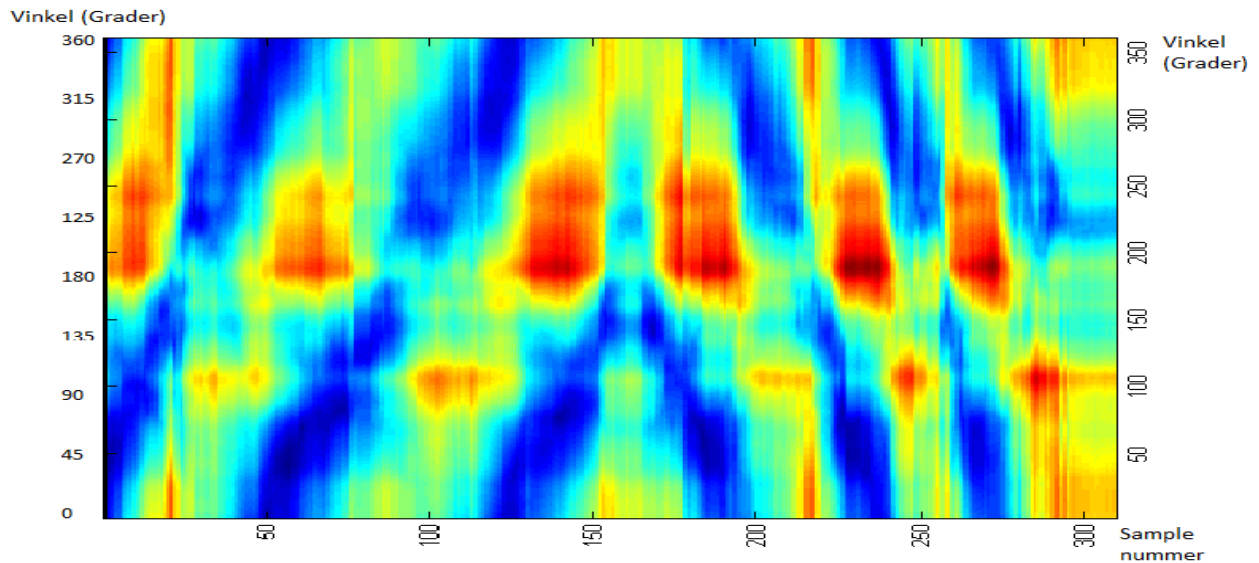
5.4.2 Signalstyrkemålinger

Det ble benyttet fremgangsmåten beskrevet i 3.3, Rullvinklestimering ved signalstyrkemålinger. Det ble først funnet feil per grad for hver måling, dette kan sees i Figur 34. I denne metoden benyttes maks- og minimumsmålingen av signalstyrken for å predikere signalstyrken. I dataene som vises har det tidligere vært tilbakelagt ca en runde for å få gode estimater på dette.



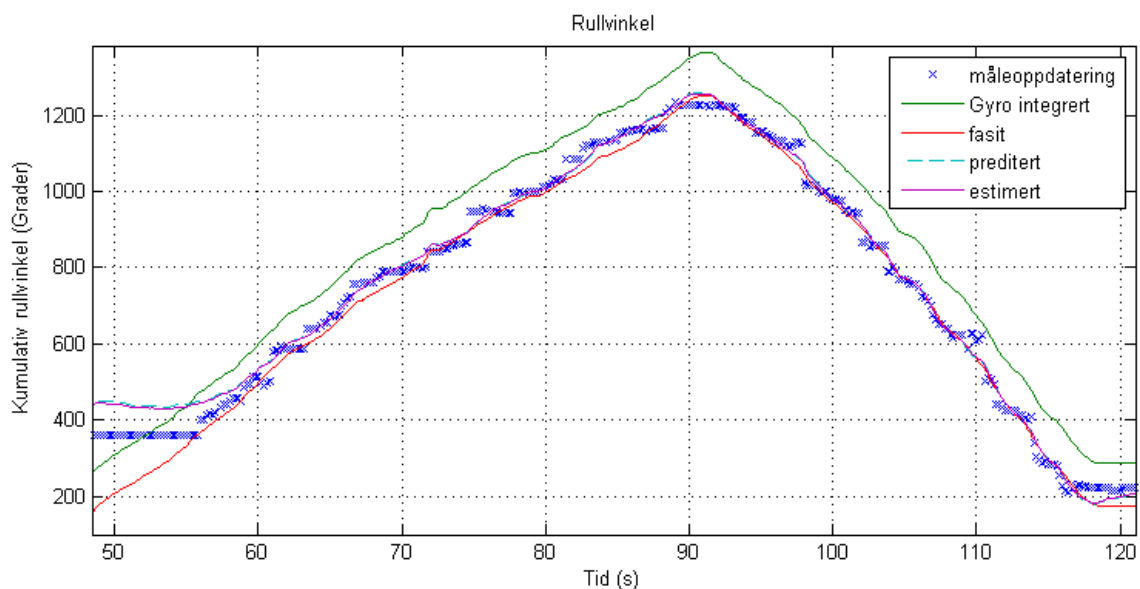
Figur 34 Feilen for forskjellige vinkler for måling 372. X-aksen er grader og Y-aksen er feil. Tykk grønn strek er gjennomsnitt for alle satellitter. Rødt kryss er estimert verdi og blått kryss er korrekt verdi

Alle målingene ble så samlet for å brukes i kalmanfilteret. Figur 35 viser sannsynligheten for en vinkel som funksjon av tiden. Hvis figuren sammenlignes med korrekt vinkel fra for eksempel Figur 32, kan det sees at rullvinkelen faller i de blå områdene. De blå områdene er der hvor det er minst avvik fra den estimerte signalstyrken.



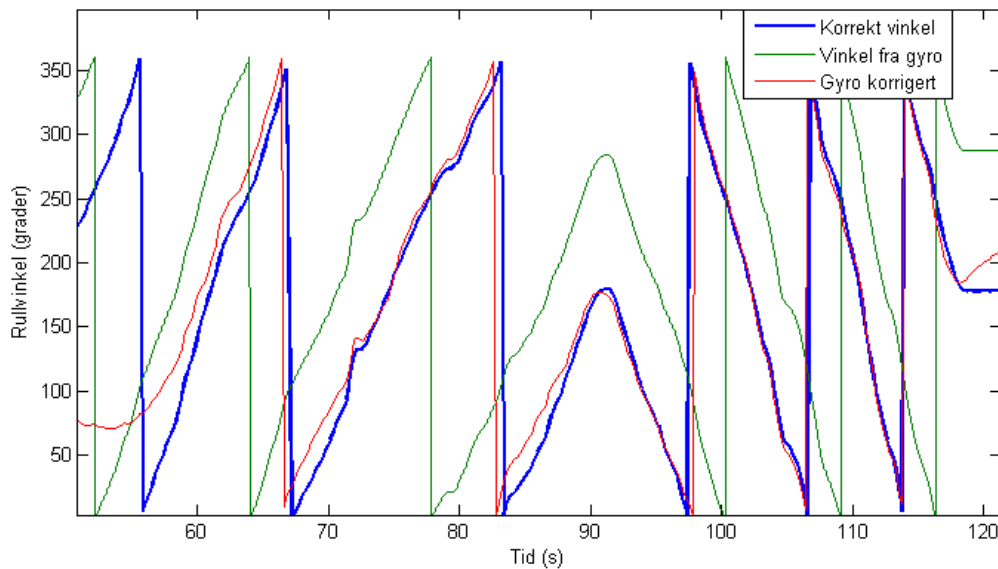
Figur 35 Sannsynligheten for en vinkel som funksjon av tiden. Blå områder har høy sannsynlighet mens røde har lav sannsynlighet for at korrekt vinkel er der.

Målingene av den mest sannsynlige rullvinkelen ble så sendt videre til et kalmanfilter. Signalmålingen er svært støyete og det er derfor valgt $R=0,5$ for kalmanfilteret. Kalmanfilteret takler ikke sprang fra 0° - 360° og vinkelen må derfor behandles som kumulativ rullvinkel. Dette krever også at målingene må tilpasses på en slik måte at de framstår kumulative. Det må nevnes at i dette tilfellet var det en svært gunstig start for kalmanfilteret, da startverdien var nær korrekt verdi.

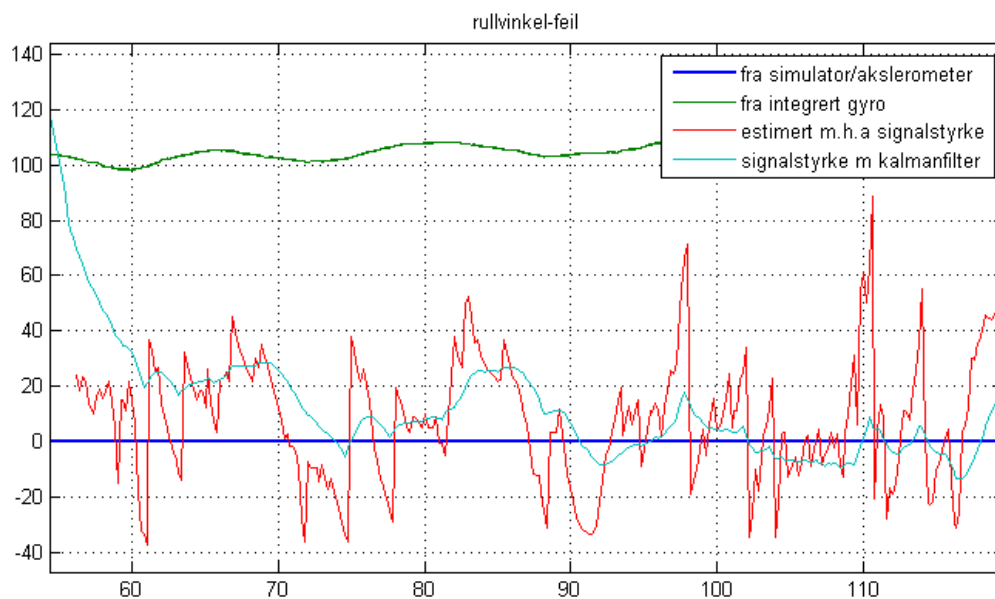


Figur 36 Kalmanfiltret med måleoppdatering og estimert kumulativ rullvinkel

Hvis den estimerte, kumulative vinkelen nå flyttes til intervallet $[0^\circ \rightarrow 360^\circ]$, fås følgende rullvinkel med tilhørende feil:



Figur 37 Rullvinkel som funksjon av tid for estimert og virkelig vinkel

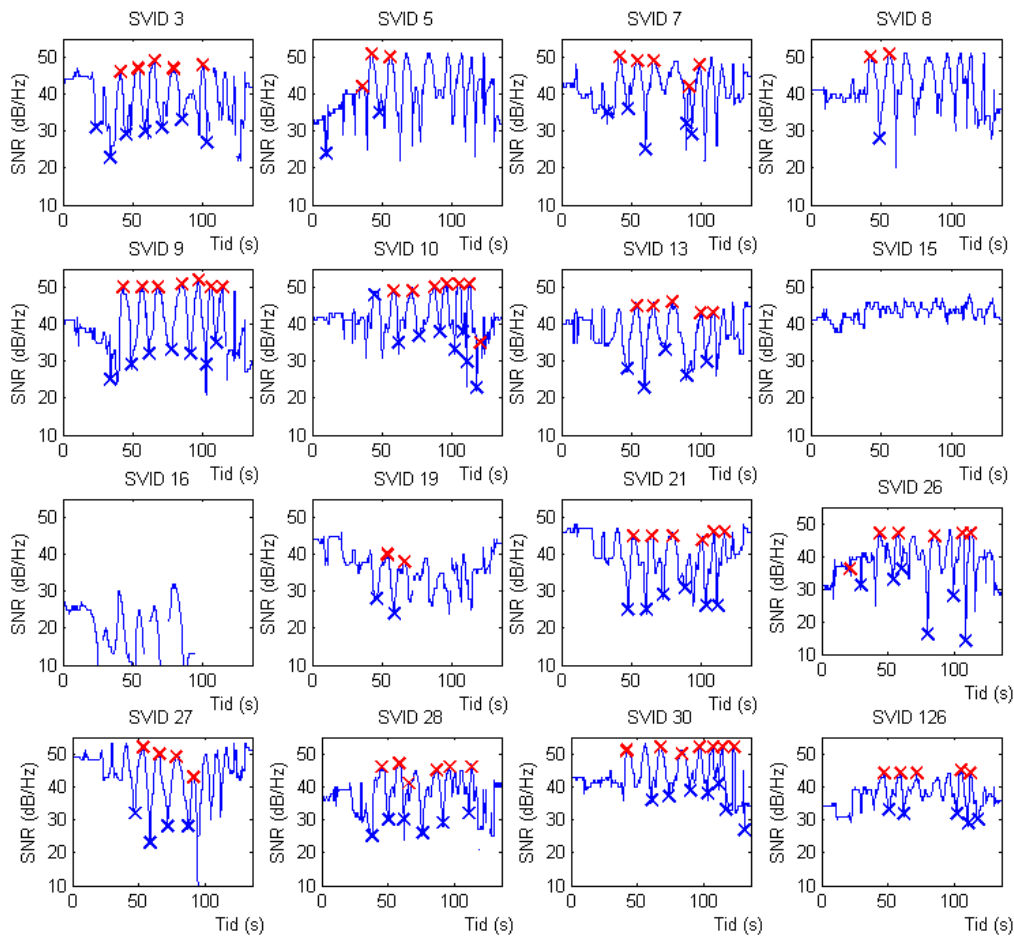


Figur 38 Rullvinkel-feil som funksjon av tid.

Fra Figur 38 kan det observeres at målingene før kalmanfilteret er fulle av støy. Kalmanfilteret glatter dette ut, men det er fortsatt et ganske ustabil resultat. Kalmanfilteret kommer raskt til et bra estimat, men en gunstig startposisjon og rullvinkelretning medvirker til dette. Oppstartprosedyren av kalmanfilteret er i dette tilfellet ikke helt korrekt gjennomført da kalmanfilteret egentlig startes fra starten av måleserien.

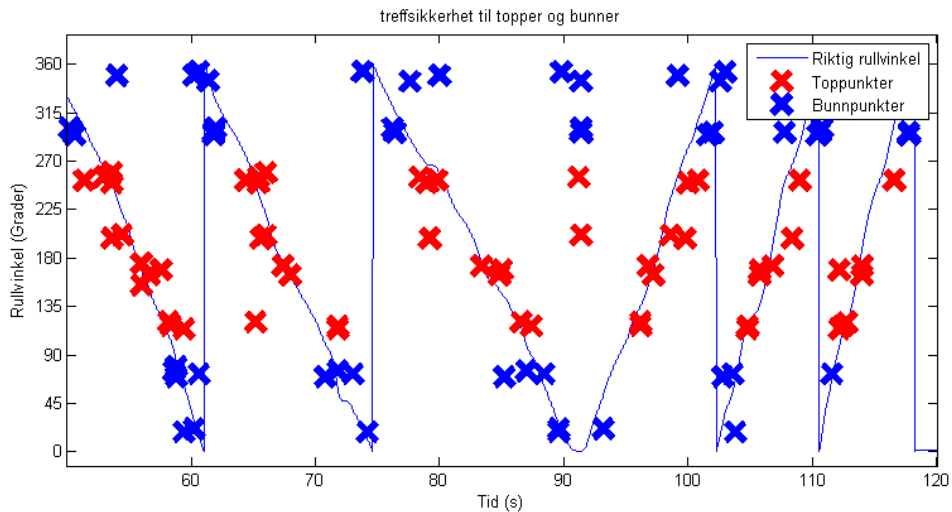
5.4.3 Lokalisering av signaltopper

Det ble benyttet fremgangsmåten beskrevet i 3.4, Rullvinklestimering ved lokalisering av signaltopper. Figur 39 viser hvor det ble detektert toppunkt og bunnpunkt i signalstyrken. Treffsikkerheten i deteksjonene var ikke spesielt bra. Mange punkter har ikke blitt detektert (type I feil), men det ble lagt vekt på å ikke detektere falske punkter (Type II-feil), og det var få feilaktige deteksjoner. Som nevnt tidligere er metodene utviklet og tilpasset for data fra forsøk 1, men vist med data fra forsøk 2. Det virker som metoden har problemer med forandringer i gjennomsnittlig signalstyrke.



Figur 39 Signalstyrke og detekterte toppunkt og bunnpunkt

Så ble topp- og bunnpunktene kombinert med informasjon om satellittens posisjon for å finne rullvinkel ved punktene. Resultatet av dette kan sees i Figur 40. Legg merke til alle feilmålingene ved 92 sekunder. Dette skyldes endret dreieretning.



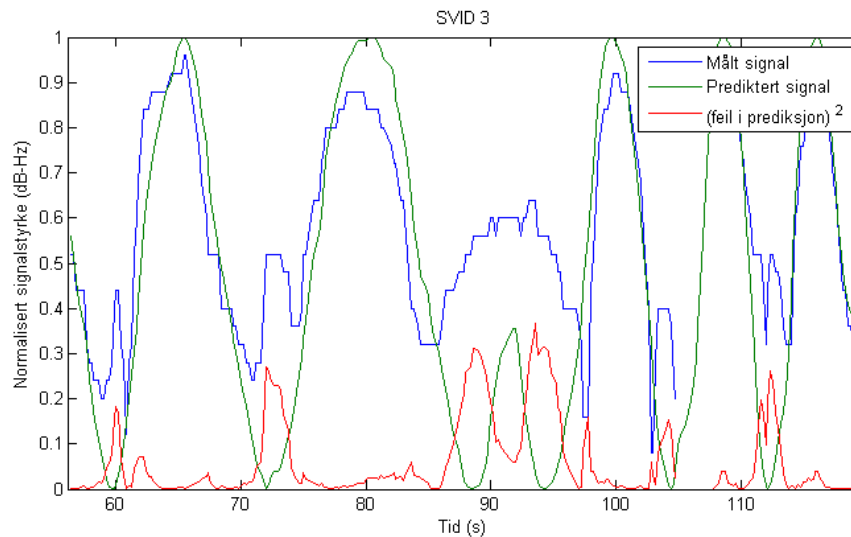
Figur 40 Treffpunkter for toppunkter (Rød) og bunnpunkter (Blå)

Planen var nå å bruke et kalmanfilter for å beregne en rullvinkel. Det ble imidlertid besluttet å ikke gå videre med denne metoden da det var for få og for dårlige målinger til å kunne bli bedre enn de andre metodene. Formen for signalene til hver satellitt er svært forskjellige, noe som kompliserer presis lokalisering av toppene. Det måtte i tillegg tas hensyn til rullretningsendringer.

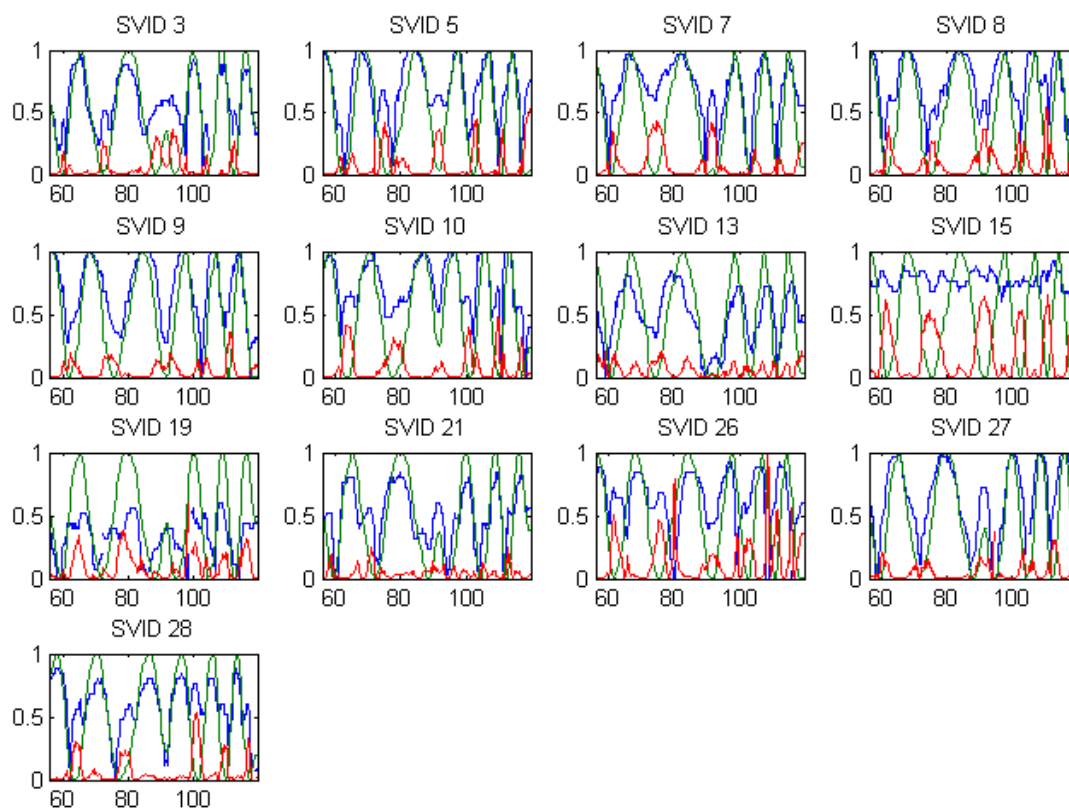
5.4.4 Signalprediksjon

Det ble benyttet fremgangsmåten beskrevet i 0,

Rullvinklestimering ved hjelp av signalprediksjon. Figur 41 viser sammenhengen hvor godt det predikterte signalet passer med det målte signalet for satellitten med lavest SVID. Figur 42 viser det samme, men for alle mottatte satellitter. Legg spesielt merke til SVID 15 som "rett foran" objektet, og har liten forandring i signalet. Begge figurene er her vist med den felles estimerte rullvinkelen etter siste måling.

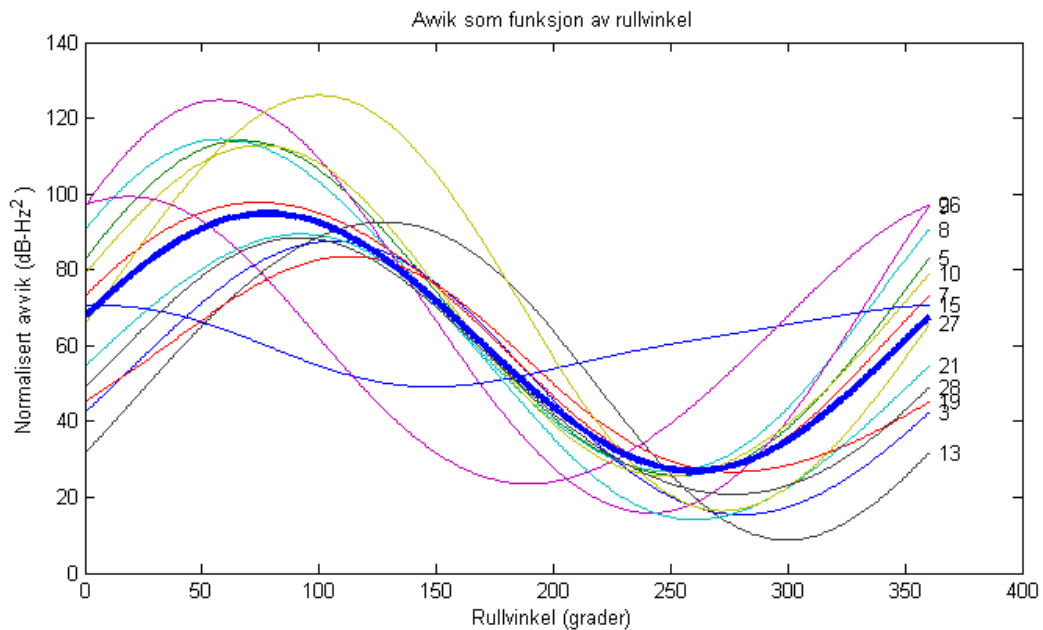


Figur 41 Målt signal og prediktert signal, samt feilen mellom disse for en satellitt (SVID 3).



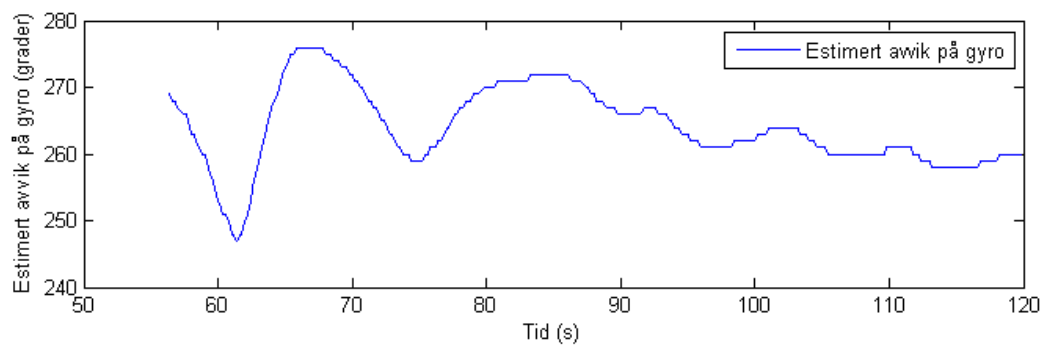
Figur 42 Målt signal og prediktert signal, samt feilen mellom disse for alle mottatte satellitter.

For å finne den estimerte vinkelen, sammenlignes avviket per grad for alle satellittene. Legg igjen merke til SVID 15 som skiller seg ut med å ha et stort avvik for alle vinkler.



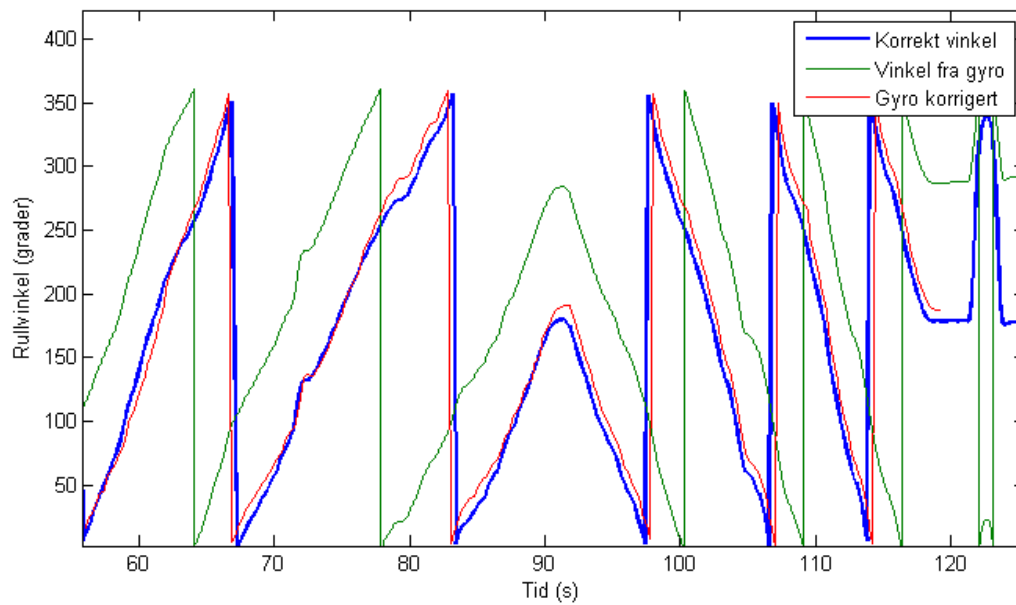
Figur 43 Avvik som funksjon av rullvinkel for samtlige satellitter og gjennomsnittet av disse

Den laveste verdien for gjennomsnittlig avvik for alle satellittene er det beste estimatet av rullvinkelen. Retttere sagt minimumspunktet estimatet av startverdien til der integrasjonen av gyroen startet. Utviklingen av dette avviket i gyrointegrasjonen kan sees i Figur 43.

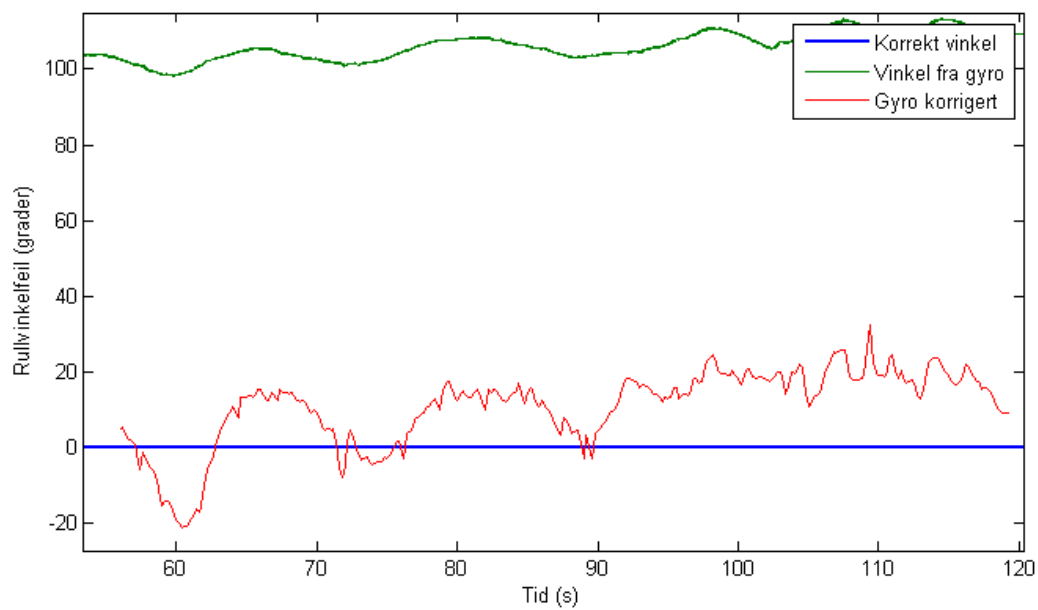


Figur 44 Startvinkel\avvik i integrert gyro.

Nå kan integrasjonen av gyroen korrigeres med korrekt startvinkel og et estimat for rullvinkel kan sees i Figur 45 og rullvinkelfeil i Figur 46.



Figur 45 Rullvinkel som funksjon av tid for estimert og virkelig vinkel



Figur 46 Rullvinkelfeil som funksjon av tid.

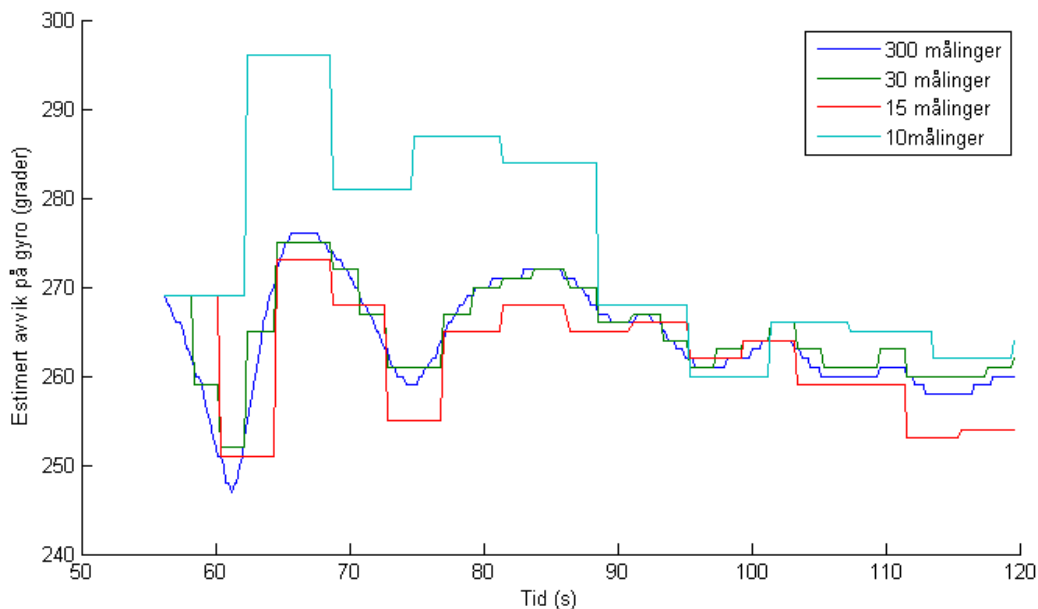
5.4.5 Feil etter forskjellige samplingslengder/rotasjoner

Det er kun for signalprediksjonsmetoden at det er gjort sammenligninger med forskjellige hastigheter. Metoden som er benyttet er å gjenta deteksjonsmetoden, men benytte kun et utvalg av GPS-målingene. Dette vil gi et inntrykk av hvordan metoden vil virke ved færre målinger eller høyere. I Tabell 6 vises en oversikt over fire forskjellige målefrekvenser og tilsvarende målefrekvens. Tabell 6 Antall målinger og målefrekvens for Figur 47.

Antall målinger	300	30	15	10
Vinkel per måling	6°/måling	60°/måling	120°/måling	180°/måling
Målingsfrekvens	5Hz	0,5Hz	0,25Hz	0,17Hz
Teoretisk rullhastighet ved 5 Hz målefrekvens	0,08 runde/s	1,2 runde/s	1,66 runde/s	2,5 runde/s

Tabell 6 Antall målinger og målefrekvens for Figur 47.

Figur 47 viser hvordan redusert målingsrate påvirker estimatet av startvinkelen\avvik i integrert gyro. Det kan observeres at det er liten endring i estimert verdi ved reduksjon til 30 målinger til dels også ved 15 målinger. For kun 10 målinger som er svært nærme Nyquistfrekvensen er det noe mere avvik.



Figur 47 Startvinkel\avvik i integrert gyro for 300, 30, 15 og 10 målinger i intervallet

5.5 Diskusjon

5.5.1 Sammenligning av metodene

I metoden "Total signalstyrke" detekteres et stabilt estimat av rullvinkelen forholdsvis raskt. Dette forsøket ble gjort i en gunstig elevasjonsvinkel, og med signaler fra mange satellitter. Hvis metoden utvides til å ta hensyn til satellittens posisjon på himmelen kan trolig et enda bedre estimat oppnås. Imidlertid viser forsøkene at denne svært enkle metoden kan gi gode estimater ved gode forhold.

Signalstyrkemethoden har problemer med raskt å oppnå en god vinkel. Ideelt sett bør metoden fungere bra ved lave hastigheter, men stopper rotasjonen går estimatet mot verdien som blir målt. Dette kan være mindre gunstig. Metoden er svært avhengig av å finne rette verdier for topp og bunnpunkt for å "måle" gode verdier til kalmanfilteret. Metoden er også den desidert mest arbeidskrevende metoden og må nok endres skal den integreres i et ressursvakt innebygd system.

Metoden med deteksjon av signaltopper er forholdsvis usikker, og det er muligheter for å få store variasjoner i estimatet. Det at toppene er svært ulike i form gjør det vanskelig å plassere toppen på rett tidspunkt. Det at område hvor det er minst endring i signalstyrke som funksjon av rullvinkel er ved toppene, gjør utfordringen bare større. Bunnpunktene er enda vanskeligere å plassere grunnet "falske topper", signal som forsvinner, eller kombinasjoner av disse.

Signalprediksjonsmetoden kan sees på som en forbedret toppdeteksjonsmetode, som i tillegg til topp- og bunnpunkt ser på hele formen til signalet. For metoden er det mindre viktig med et nøyaktig estimat for den maks-/minimale signalstyrken. Dette fordi et konstant avvik i styrken ikke nødvendigvis vil endre tidspunktet for minimumsverdien. For signalprediksjonsmetoden er det stor hjelp i å bytte rullretning. Små unøyaktigheter i angivelsen av dreieaksen blir langt på vei utlignet hvis det roteres i motsatt retning. Det ble i forsøket med denne metoden benyttet en sinuskurve som antennemodell. Hvis et spesialtilpasset antennediagram ble benyttet ville dette trolig forbedret resultatet noe, spesielt rett etter oppstarten.

Det anbefales at arbeid videre blir gjort med signalprediksjonsmetoden. "Total signalstyrke"-metoden kan vurderes hvis rullaksen er forholdsvis parallell med bakken og det ikke er fysiske hindringer for GPS-signalene. Spesielt hvis det tas hensyn til enkeltsatellitters posisjoner på himmelen.

5.5.2 Forslag til forbedring i metodene

For både metodene "kombinert signalstyrke" og "signalstyrkemålinger" bør det undersøke nærmere hvorfor det kommer forskjellige signalstyrker fra forskjellige satellitter. Noen satellitter har sterkere signalstyrke enn andre, og som vanskelig kun kan forklares med satellittens avstand/posisjon på himmelen og type satellitt.

Når alle satellittene sammenlignes er det i dag ingen vektning av satellittene. For noen satellitter, som for eksempel SVID 15 (se Figur 42), vil det være lukrativt å prioritere denne satellitten mindre i beregningene. Ellers viser målingene av C/N_0 at plasseringen av satellitter ikke har stor innflytelse på hvor godt egnet satellitten er til rullvinklestimering. Unntaket fra dette er når satellitten blir liggende nærme rullaksen. Da vil det være liten endring i signalet som funksjon av rullvinkel.

Det bør også vurderes om det skal legges mere vekt på de siste målingene. For signalprediksjonsmetoden kan dette enkelt gjøres hvis en rekursiv metode benyttes. Da kan feilen for gamle målinger reduseres før den nye målingen legges til. Dette vil redusere negativ innvirkning av drift i gyro og kunne begrense utbredelsen av tidligere feil.

Nå behandler metodene områder hvor signalet er mistet som områder uten feil. Dette kan slå negativt ut på signalprediksjonsmetoden ved at en uventet topp blir plassert i dette "hullet" for å få totalavviket ned.

5.5.3 Feil i estimatene

Flere av metodene stabiliseres ved en feil i rullvinkel på rundt 20° . Hva dette skyldes har det ikke vært tilstrekkelig tid til å finne ut av. Feilen kan skyldes feil angivelse av rotasjonsaksen, men å endre på denne med mindre verdier gir tilsvarende resultat. Å benytte andre områder av dataserien har tilsvarende liten innvirkning. At avviket blir rundt 20 grader er noe som også fremkom i tidligere forsøk. Det har ikke blitt observert negative rullvinkelfeil etter to rotasjoner i noen forsøk med signalprediksjonsmetoden. Hva disse 20° gradene kommer av er definitivt noe som bør studeres nærmere.

Det observeres at for signalprediksjonsmetoden er feilen i estimatet periodisk. Dette antas å komme fra de uventede toppene i signalstyrke.

5.5.4 Hastighet

Som vist i avsnitt 5.4.5 kan signalprediksjonsmetoden brukes på objekter som spinner vesentlig raskere enn i de foretatte forsøkene, forutsatt at mottakeren kan levere like nøyaktige målinger ved disse hastighetene. Samplingsrater som nærmer seg Nyquistfrekvensen ser ut til å være oppnåelig.

En ting som er viktig for de fleste metodene er at det opereres innenfor gyroens operasjonsområde. Går gyroen i metning må i de fleste tilfeller hele prosessen startes på nytt.

6 Konklusjon

Formålet var å undersøke om det var mulig å benytte en GPS-mottaker med roterende antenne til å lage et estimat av rullvinkelen. Det ble derfor først utført en litteraturstudie av GPS-systemet, med spesiell vekt på signalets oppbygging. Det ble deretter laget fire forskjellige metoder for estimering av rullvinkelen. Metodene brukte informasjon fra GPS-mottakeren, som posisjon og fart, i tillegg til forhåndsinformasjon om antennediagrammet til GPS-antennen til å lage et rullvinklestimat.

Utfra tiltenkt bruksområde var det ønskelig med en kort oppstartstid før et estimat fra rullvinkelen ble funnet. Forsøkene har vist at etter kun tre rotasjoner med mindre enn 10 målinger per satellitt er estimatet stabilt med en liten varians. Det var dessverre en feil i rullvinklestimatet på ca 20°. Feilen er tilsynelatende lik for forskjellige områder i måleserien og for forskjellige forsøk. Dette tyder på at det kan være mulig å korrigere for.

Det er for GPS-mottakeren, selv om denne roterer, mulig å få kontakt med satellittene raskt. Dette betinger imidlertid at det er tilgjengelig tilstrekkelig forhåndsinformasjon. For testoppsettet var det mulig å motta data fra satellitter i samtlige rullvinkler. Kun i enkelttilfeller mistet mottakeren kontakten med satellitter. GPS-satellittenes posisjon på himmelen var av mindre betydning for rullvinkelformål. Alle satellitter unntatt satellitter som ligger svært nære rullaksen kunne benyttes.

For estimering av rullvinkelen anbefales det å benytte signalprediksjonsmetoden. Denne metoden har god kombinasjon av sikkerhet, presisjon og kort oppstartstid. Å estimere rullvinkelen kan dermed, med noen små forbedringer, brukes til det tiltenkte formål.

6.1 Videre arbeid

Forbedring av deteksjonsmetodene.

Det bør brukes mere tid på analyse av metodene for å forbedre nøyaktigheten. Fortrinnsvis av en person med erfaring innen mønstergjenkjenning eller signalbehandling. Det bør legges vekt på signalprediksjonsmetoden og å finne ut hvorfor et avvik i estimater oppstår.

Antenne og signalmottak

Det bør utarbeides en antennemodell spesifikt for den antenne som skal benyttes. Det bør også grundigere undersøkes hvordan antennediagrammet påvirker metodene. Det bør også undersøkes hvordan toppene i signalstyrken oppstår og hvordan dette kan forhindres eller kompenseres for.

Egnethet til satellitt-konstellasjonen for rullvinkleestimering

Det er ønskelig å kunne vekte enkeltstående satellitter og konstellasjonen som helet med tanke på egnetheten for rullvinkleestimering. For enkelte satellitter er formålet å kunne plukke ut satellitter som ikke er egnet utfra posisjon. For konstellasjonen er det ønskelig å vite om det kan oppstå problemer med estimeringen grunnet dårlige posisjonere satellitter. Med utgangspunkt i tids (TDOP), horisontal(HDOP) og vertikal(VDOP) beskrivelse av satellittenes egnethet kan det utvikles en RullDOP/RDOP.

Bruk av GPS målinger til måling av rullhastighet

Gyroer kan ha problemer med å måle hastigheten ved rask rotasjon. Rullhastigheten kan beregnes ved å studere signalene fra GPS mottakeren. Hastigheten er begrenset av Nyquists lov og ved en frekvens på signalstyrkemålingene på 5 Hz er det teoretisk mulig å måle hastigheter på 2,5 Hz eller 900 grader per sekund. Dette er tre ganger mere enn gyroen som benyttes her. Det finnes også mottakere med 10 Hz for en enda raskere (teoretisk) hastighet.

7 Referanser

- [1] National Coordination Office for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing, «Space Segment,» 20 Mai 2014. [Internett]. Available: <http://www.gps.gov/systems/gps/space/>.
- [2] IEEE, « Evolution of the Global Navigation Satellite System (GNSS),» 20 Jan 2009. [Internett]. Available: https://ieeexplore.ieee.org/ieee_pilot/articles/96jproc12/jproc-CHegarty-2006090/article.html.
- [3] Los Angeles Air Force Base, «L1 C/A PRN CODE ASSIGNMENTS,» 1 5 2012. [Internett]. Available: <http://www.losangeles.af.mil/shared/media/document/AFD-130523-065.pdf>. [Funnet 1 5 2014].
- [4] European Global Satellite System Agency, «FAQ,» European Global Satellite System Agency, mai 2014. [Internett]. Available: <http://egnos-portal.gsa.europa.eu/business-support/faq>.
- [5] National instruments, «GPS Wireless Standard,» 2009. [Internett]. Available: <http://www.ni.com/white-paper/7139/en/>.
- [6] National Coordination Office for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing, «Performance Standards & Specifications,» 1 Mai 2014. [Internett]. Available: <http://www.gps.gov/technical/ps/>.
- [7] National Coordination Office for Space-Based Positioning, Navigation, and Timing, «New Civil Signals,» 18 mar 2014. [Internett]. Available: <http://www.gps.gov/systems/gps/modernization/civilsignals/>.
- [8] The White house, «Statement by the Press Secretary,» 2007 sep 2007. [Internett]. Available: <http://georgewbush-whitehouse.archives.gov/news/releases/2007/09/20070918-2.html>.
- [9] U.S Department of state, « Category XV-Spacecraft Systems and Associated Equipment, § (C) 1-4,» 21 4 2006. [Internett]. Available: http://www.pmdotc.state.gov/regulations_laws/documents/official_itar/2013/ITAR_Part_12_1.pdf.
- [10] US Defense Department, «Preservation of Continuity for Semi-Codeless GPS Applications,» 23 sep 2008. [Internett]. Available: <https://www.federalregister.gov/articles/2008/09/23/E8-22197/preservation-of-continuity-for-semi-codeless-gps-applications>.
- [11] gpsreview.net, «Do Chipset Channels Matter,» 2008. [Internett]. Available: <http://www.gpsreview.net/gps-chipset-channels/>.
- [12] Ria Novosti, «Russia to lift Glonass restrictions for accurate civilian use,» 13 nov 2006. [Internett]. Available: <http://en.ria.ru/russia/20061113/55588641.html>.

- [13] European Union, «Signal in space interface control document,» Sep 2010. [Internett]. Available: http://ec.europa.eu/enterprise/policies/satnav/galileo/files/galileo-os-sis-icd-issue1-revision1_en.pdf.
- [14] China Satellite Navigation Office, «BeiDou Navigation Satellite System Signal in Space Interface Control document,» Des 2013. [Internett]. Available: <http://www.beidou.gov.cn/attach/2013/12/26/20131226b8a6182fa73a4ab3a5f107f762283712.pdf>.
- [15] Quasi-Zenith Satellite System Service, «What is the Quasi-Zenith Satellite System (QZSS)?,» [Internett]. Available: <http://www.qzs.jp/en/services/index.html>. [Funnet mai 2014].
- [16] M. P. o. A. Joseph, «InsideGNSS : Measuring GNSS Signal Strength,» des 2010. [Internett]. Available: <http://www.insidegnss.com/node/2397>.
- [17] Northwood Labs LLC , «GPS Carrier-to-Noise Density,» [Internett]. Available: <http://www.northwoodlabs.com/AN101.pdf>. [Funnet mai 2014].
- [18] UIO/UNIK , «UNIK4500 - Stokastiske systemer,» [Internett]. Available: <http://www.uio.no/studier/emner/matnat/fys/UNIK4500/>. [Funnet 12 mai 2014].
- [19] Analog Devices, «Analog Devices,» sep 2009. [Internett]. Available: http://www.analog.com/static/imported-files/data_sheets/adis16405.pdf.
- [20] Motorola, «M12+ GPS Receiver User's Guide,» 2004. [Internett].
- [21] U-blox, «1.3 GPS Performance,» 25 apr 2013. [Internett]. Available: http://www.u-blox.com/images/downloads/Product_Docs/LEA-6_DataSheet_%28GPS.G6-HW-09004%29.pdf.

8 Vedlegg

8.1 MATLAB kode

Nedenfor kommer et utvalg av benyttede MATLAB-skript. Alt som er vedlagt er laget fra bunnen i tilknytning til dette prosjektet. I tillegg er det benyttet flere importeringsscript for lesing av loggfiler, disse ligger ikke vedlagt.

8.1.1 main.m

Detter er hovedprogrammet som brukes til å importere dataene, forberedelse av data, generelle operasjoner og start av de andre funksjonene.

```
clc

clearvars -except packet sim nav rxm rest tns

simulering=false;
forsok=true;
datanr=7;

draw_figures=true;

bruk_total_signalstyrkedetteksjon = false;
bruk_signalstyrkedeteksjon       = false;
bruk_toppdeteksjon               = false;
use_fallout_detection             = false;%kun for tidlige simuleringer, ligger ikke vedlagt
bruk_SNR_prediksjon_deteksjon    = true;

fall_sign=1;
stig_sign=1;
start_max=30;
start_min=40;

minVarOfSignStr=4;

%for simulering av gyro
gyro_offset=0;%3;           %grader/s (max)
gyro_stoy_amplitude=0.045; %grader/s (max)

ubxFilename='test.ubx';
simFilename='post_proc.csv';
tnsFilename='tns.txt';
antFilename='halvkule.csv';
%antFilename='motorola_gclp279ca.csv';

%% Setting up

first_good_sample=1;

if simulering
    %mappe='simulering1\';           %rett linje mot nord
    %mappe='simulering3\';           %med retningsendringer
    mappe='simulering4\';           %med retningsendringer
    %mappe='gpstest1\';
    %mappe='simulering5\';           %rett bane m rotasjon 'ekte' antenne

    if datanr==5
        first_good_sample=200;
    end
end
```

```

elseif forsok
    mappe=['forsøk' num2str(datanr) '\'];

    tidsforsyvning=0; %s
    tns_bak_gps=1; % ms
    heading =103;
    elevation=0;
    gyro_skala=4;

    if datanr==1
        tidsforsyvning=0.90; %s
        heading =115;%110
        elevation=-3;
        bruk_sat=[1 3 4 5 6 7 8 9 10 11 12 13 15 16 ];
        %view_sat=[3 6 7];
        gyro_skala=4;

    elseif datanr==7
        tidsforsyvning=0.75; %s
        heading =284;
        elevation=0;
        gyro_skala=1;
        first_good_sample=271;
        bruk_sat=[1 2 3 4 5 6 7 8 10 11 12 13 14 ];

    end
end

%% hent simuleringsdata
if simulering && exist('sim.time', 'var')==0
    sim= opensimlog([mappe simFilename], 3, inf);
end

%% henter forsøksdata (TNS)
if forsok && (exist('tns', 'var')==0)
    tns= opentnslog([mappe tnsFilename]);

    % calculate gyro bias. Viktig gyroen må begynne i ro!
    tns.gyro_offsett=tns.gyro(1,:);
    for i=2:999999999
        if (abs(tns.gyro(i,1)-tns.gyro_offsett(1))> 0.125) || ...
            (abs(tns.gyro(i,2)-tns.gyro_offsett(2))> 0.125) || ...
            (abs(tns.gyro(i,3)-tns.gyro_offsett(3))> 0.125)
            break
        else
            tns.gyro_offsett= ((i-1)*tns.gyro_offsett+tns.gyro(i,:))/i;
        end
    end
    %fjerner bias på gyro
    tns.gyro(:,1)=tns.gyro(:,1)-tns.gyro_offsett(1);
    tns.gyro(:,2)=tns.gyro(:,2)-tns.gyro_offsett(2);
    tns.gyro(:,3)=tns.gyro(:,3)-tns.gyro_offsett(3);

    %deler på 4
    tns.gyro=tns.gyro*(1/gyro_skala);

end

disp('data hentet fra TNS')
clear tns_sample_bak

%% Henter data fra GPS motaker,setter startid og sorterer pakkene
if exist('packet', 'var')==0
    [packet, packetCount ]= ubx([mappe ubxFilename]);
    disp(packetCount);

    %sorter etter class og id
    [nav, rxm, rest, unknown ]= ubx_pakkedeler(packet);

```

```

end

% setter starttid på simuleringen
if simulering
    iTOW_start=(sim.gpstime(1,1)-(nav.sol(first_good_sample).week*7*24*60*60))*1000;
elseif forsok
    iTOW_start=nav.svinfo(1,1).iTOW;    %GPS startes først

    gps_start=round(iTOW_start/1000);    %til sekunder
    gps_start=mod(gps_start,(24*60*60));%fjerner dager
    gps_start=mod(gps_start,(60*60));    %fjerner timer

    tns_start=tns.start;%leser startid
    tns_start=mod(tns_start,(60*60));    %fjerner timer

    %legger til skuddsekunder og forskyvning i klokke
    delay_tns=(tns_start-gps_start)+16+tidsforsyvning;
    tns.time=linspace(0,tns.stop-tns.start,size(tns.gyro,1));
    tns.time=tns.time+delay_tns;

else
    disp('ERROR må være forsok eller simulering');
end

sat.time=(nav.svinfo.iTOW).'-iTOW_start)/1000;
pos.time=(nav.sol.iTOW).'-iTOW_start)/1000;

disp('data lest fra gps-fil')
clear ubxFilename simFilename mappe iTOW_start

%% Lager posisjons målinger

pos.x=[nav.sol.ecefX].';
pos.y=[nav.sol.ecefY].';
pos.z=[nav.sol.ecefZ].';
pos.posacc=[nav.sol.pAcc3D].';

pos.vx=[nav.sol.ecefVX].';
pos.vy=[nav.sol.ecefVY].';
pos.vz=[nav.sol.ecefVZ].';
pos.speedacc=[nav.sol.sAcc3D].';

if simulering
    pos.heading = (interp1(sim.time,sim.v1_v1_veh_heading,pos.time));
    pos.elevation=(interp1(sim.time,sim.v1_veh_elevation,pos.time));

    sat.v1_heading = (interp1(sim.time,sim.v1_v1_veh_heading,sat.time));
    sat.v1_elevation=(interp1(sim.time,sim.v1_veh_elevation,sat.time));
elseif forsok
    sat.v1_heading =heading;
    sat.v1_elevation=elevation;
end

%% henter antenne
global ant;
global ant_max;
global ant_min;
ant = importantenne(antFilename);
ant=ant(2:end,2:end);%fjerner overskrifter i fil

ant=45-ant; %basisforsterkning
ant=[ant(1:end,:); ant(end:-1:1,:)];

%ant(ant<25)=30;

ant=interp1((0:size(ant,1)-1)*360/(size(ant,1)-1),ant,1:360);

ant_max=max(max(ant));
ant_min=min(min(ant));

cos_eks=(cos(linspace(0,3*2*pi,3*360))+1)/2;

```

```

clear r v

%% Simulerer gyro
if simulering
    bank=interp1(sim.time, unwrap(sim.vlbank)*360/(2*pi), sat.time, 'pchip');
    gyro_sim=zeros(size(sat.time,1),1);

    gyro_offset=((randn(1)*2)-1)*gyro_offset;%trekker offsett

    for i=2:size(sat.time,1)
        malestoy=((randn(1)*2)-1)*gyro_stoy_amplitude;

        gyro_sim(i)=(bank(i)-bank(i-1))/(sat.time(i)-sat.time(i-1));
        gyro_sim(i)=gyro_sim(i)+gyro_offset+malestoy;
    end

    clear bank malestoy
end

%% Henter satelitt målinger

sat.ID      =nav.svinfo(first_good_sample).svid(:);
sat.cno     =nan(size(sat.ID,2),size(nav.svinfo ,2));
sat.elev    =nan(size(sat.ID,2),size(nav.svinfo ,2));
sat.azim    =nan(size(sat.ID,2),size(nav.svinfo ,2));

for j=1:size(nav.svinfo ,2)

    for satnr=1:size(nav.svinfo(j).svid,2)

        nr=find(sat.ID==nav.svinfo(j).svid(satnr));

        if isempty(nr)
            sat.ID=[sat.ID; nav.svinfo(j).svid(satnr)];
            nr=size(sat.ID,2);
        end
        sat.flag(nr,j) =nav.svinfo(j).flags(satnr); %
        sat.qual(nr,j) =nav.svinfo(j).quality(satnr); %
        sat.cno(nr,j)  =nav.svinfo(j).cno(satnr); %dbHz
        sat.elev(nr,j) =nav.svinfo(j).elev(satnr); %grader
        sat.azim(nr,j) =nav.svinfo(j).azim(satnr); %grader
        sat.prRes(nr,j)=nav.svinfo(j).prRes(satnr); %

    end

end

% bruker flagget til å bestemme om satelitten har vert brukt under
% målingene
for satnr=1:length(sat.ID)
    data=sat.flag(satnr,:);
    for sample=1:size(sat.cno,2)
        try
            sat.used(satnr,sample)=str2double(data{sample}(end));
        catch
            sat.used(satnr,sample)=0;
        end
    end
end

if ~exist('bruk_sat', 'var')
    bruk_sat=1:size(sat.ID);
end

%% Henter rådatamålinger fra mottaker
sat.cpMes=NaN(size(sat.ID,1),size(rxm.svsi,2));
sat.prange=NaN(size(sat.ID,1),size(rxm.svsi,2));
sat.doppler=NaN(size(sat.ID,1),size(rxm.svsi,2));

for j=1:size(rxm.raw,2)

```

```

if rxm.raw{1, j}.numSV == 0
    continue
end

data=rxm.raw{1, j}.rinex;
for i=1:size(data,2)

    nr=find(sat.ID==[data(i).sv], 1);
    if nr>size (data,2)
        continue
    end
    sat.cpMes(nr,j)=data(nr).cpMes;
    sat.prange(nr,j)=data(nr).prMes;
    sat.doppler(nr,j)=data(nr).doMes;
end
end

%% Finner hvor på himmelen satelittene står
%%konverterer til radianer
elev=sat.elev.*2*pi/360;
azim=sat.azim.*2*pi/360;
heding=(sat.v1_heading.*2*pi/360)';
climb= (sat.v1_elevation.*2*pi/360)';

r=1;

sat.dir=sat.azim*0;%Prelokalierer

for satnr=1:size(sat.ID,1)

    sat.x(satnr,:)=r*cos(elev(satnr,:)+climb).*sin(azim(satnr,)-heding);
    sat.y(satnr,:)=r*cos(elev(satnr,:)+climb).*cos(azim(satnr,)-heding);
    sat.z(satnr,:)=r*sin(elev(satnr,)+climb);

    for j=1:size(sat.time,1)
        if sat.x(satnr,j)>0
            sat.dir(satnr,j)=90+((atan(sat.x(satnr,j)/sat.z(satnr,j)))*360/(2*pi));
        else
            sat.dir(satnr,j)=(atan(sat.z(satnr,j)/-sat.x(satnr,j)))*360/(2*pi);
        end
    end
end

clear elev azim heding climb r

%% finner vinkler fra TNS dataene ("fasit" og vinkel_fra_gyro)
if forsok

    bank_tns=mod(((angle(tns.acc(:,3)+tns.acc(:,2)*1i))*360/(2*pi)),360);
    bank=interp1(tns.time, bank_tns/360, sat.time,'pchip');

    %finn vinkel fra gyro
    dt=(tns.stop-tns.start)/size(tns.time,2);
    tns.ang_from_gyro=[ cumsum((tns.gyro(:,1))*dt) ...
        cumsum((tns.gyro(:,2))*dt) ...
        cumsum((tns.gyro(:,3))*dt)];

    % Beregner vinkler fra TNS data
    u=interp1(tns.time,tns.ang_from_gyro(:,1),sat.time);
    u=[zeros(1,tns_bak_gps), u', zeros(1,1000)];
    u=u(1:size(sat.time,1));
    u(isnan(u))=0;
    u=[0 diff(u)];

    sat.ang_from_gyro=(cumsum (u));

end

%% Fjerner korrupte data

sat.time(sat.time<0)=nan;

```

```

pos.time(pos.time<0)=nan;
sat.cno(sat.cno==0)=nan;%fjerner signalutfall

%% ***** Initsialisering ferdig, finner rullvinkel *****
disp('initsialisering ferdig');

%% Bruker total signalstyrkemethoden
if bruk_total_signalstyrkedeteksjon

    run tot_sign_styrke.m

end

if use_fallout_detection
    %% ikke inkludert i vedlegget
end

%% Bruker signalstyrkemethoden til å finne rullvinkel
if bruk_signalstyrkedeteksjon

    %% Klargjør data

    %henter signal
    signal=sat.cno; %laster
    signal(1:first_good_sample)=nan(1,first_good_sample); %sletter starten
    signal(signal==0)=NaN; %fjerner utfall av signaler

    global signalmax
    global signalmin

    signalmax=nan(size(signal,1),size(signal,2));
    signalmin=nan(size(signal,1),size(signal,2));

    signalmax(:,1)=start_max;
    signalmin(:,1)=start_min;

    %finner max og min signalstyrke fra satelitten
    for satnr=1:size(signal,1)
        for i=2:size(signal,2)
            if isnan(signal(satnr,i))
                signalmax(satnr,i)=signalmax(satnr,i-1);
                signalmin(satnr,i)=signalmin(satnr,i-1);
            end
            signalmax(satnr,i)=max(signalmax(satnr,i-1)*fall_sign,signal(satnr,i));
            signalmin(satnr,i)=min(signalmin(satnr,i-1)*stig_sign,signal(satnr,i));
        end
    end

    %%
    run anglepred.m
    run kalman_signal.m
end

%% Bruker toppdeteksjonsmethoden for å finne rullvinkel
if bruk_toppdeteksjon

    run toppdeteksjon.m;
end

%% Bruker SNR prediksjon for å finne rullvinkel
if bruk_SNR_prediksjon_deteksjon

    run sin_inv_sat.m
end

```

```

%% ***** Tegner Figurer *****
if draw_figures==false
    break
end
disp('tegner figurer')

%% Tegner figuren: Antennediagram og posisjon

fig=figure(1);
set(fig,'Name','Antennediagram og posisjon')

subplot(2,2,1);
polar(linspace(0,2*pi,360),[ant(:,1)]);
view(+90,-90);
title('Antennediagram      Pach-antenne');

try
subplot(2,2,2);
polar(linspace(0,2*pi,360),cos_eks(1:360));
view(+90,-90);
title('Antennediagram      Sinus kurve      ');
end

subplot(2,1,2);
plot3(pos.x-pos.x(1), pos.y-pos.y(1), pos.z-pos.z(1));
grid('on')

if simulering
    hold all
    plot3(sim.vlx_pos, sim.vly_pos ,sim.vlz_pos);
    hold off
    title('Posisjon fra motaker (blå) og simulering (grønn)');
end
xlabel('X-akse');ylabel('Y-akse');zlabel('Z-akse');

%% Tegner figuren: Signalstyrke

fig=figure(2);
set(fig,'Name','Signalstyrke')

plot(sat.time,sat.cno(bruk_sat,:));
hold on
plot(sat.time, nanmean(sat.cno(bruk_sat,:)),'linewidth',3)
if use_fallout_detection

    plot(sat.time,satvis(bruk_sat,)*20);

    legend (num2str(sat.ID(bruk_sat)));
    hold on
    for i=bruk_sat
        scatter(getVisible(i,:),getVisible(i,)*0+(1*i),15,'o');
    end
end

xlim([50 120])
hold off
title('Signalstyrke');
xlabel('Tid (s)');ylabel('SNR (dB/Hz)');

clear i

%% Tegner figuren: Tidssynkronisering
%bruk denne for å synkronisere gps motaker med TNS data
if forsok
fig=figure(3);
set(fig,'Name','Tidssynkronisering')

plot(tns.time, mod(tns.ang_from_gyro(:,1),360)/10,'linewidth',5)
hold on

```

```

plot(sat.time, sat.cno, 'linewidth',1)
hold off

title('Tidssynkronisering');xlabel('Tid (s)');ylabel('');zlabel('Z-akse');
legend('TNS-data', 'GPS-data')
clear i
end

%% Tegner figuren: Sky-view

figure(4);
set(fig, 'Name', 'Sky-view')

subplot(2,2,1)
h=polar((sat.azim(bruk_sat,:))*(2*pi)/360), (90-sat.elev(bruk_sat,:))', 'x');
view(+90,-90);
set(h, 'linewidth',5);
title('Sky-view');
annotation('arrow', [.45 .12], [.700 .815])

subplot(2,2,2)
h=polar([zeros(1, size(bruk_sat,2)); (sat.dir(bruk_sat,200))*(2*pi)/360],
[zeros(1, size(bruk_sat,2)); ones(size(sat.dir(bruk_sat,2)))]);
view(+180,-90);
set(h, 'linewidth',2);
title 'Vinkel ved måling 200'

subplot(2,1,2)
h=plot([zeros(1, size(bruk_sat,2)); sat.x(bruk_sat,200)'], [zeros(1, size(bruk_sat,2));
sat.z(bruk_sat,200)']);
xlabel('x-akse'); ylabel('z');

for satnr=bruk_sat
text(sat.x(satnr,200)*1.05, sat.z(satnr,200)*1.05, num2str(satnr))
end

%legend (num2str(sat.ID(view_sat)));
set(h, 'linewidth',2);
axis([-1 1 0 1])
grid on
title 'Sky-view sample 200'

clear h elev azim r

%% Viser info om satelittene

satinfo=table(sat.ID, sat.elev(:,100), sat.azim(:,100), ...
sat.used(:,100), ...
'VariableNames', {'ID' 'Hoyde' 'Retning' 'brukt'});

%% tegner figurer fra TGN
if forsok
fig=figure(5);
set(fig, 'Name', 'Gyro 3 akser med beregnet bias.')

plot(tns.time, tns.gyro);
hold on
plot([min(tns.time),max(tns.time)], [tns.gyro_offsett(1),tns.gyro_offsett(1)], ':')
hold all
plot([min(tns.time), max(tns.time)], [tns.gyro_offsett(2),tns.gyro_offsett(2)], ':')
plot([min(tns.time), max(tns.time)], [tns.gyro_offsett(3),tns.gyro_offsett(3)], ':')
hold off

xlabel 'Tid (s)'
ylabel 'Rullhatighet (grader/s)'
legend X-akse Y-akse Z-akse
title 'Gyro 3 akser med beregnet bias. X er rullaksen'

```



```

fig=figure(6);
set(fig,'Name','Akslerometer med 3 akser.')

plot(tns.time,tns.acc)
xlabel 'Tid (s)'
ylabel 'Gravitasjonskraften (g)'
legend X-akse Y-akse Z-akse.
title 'Akslerometer med 3 akser. Brukes til å finne "fasit" rullvinkel'
end

%% Tegner figuren rullvinkel
fig=figure(7);
set(fig,'Name','Rullvinkel')
plot(sat.time, bank*360,'LineWidth',2);%fasit
hold all
plot(tns.time, mod(tns.ang_from_gyro(:,1), 360));%fra integrert gyro
%tegner for total signalstyrke
try plot(sat.time(x_totsin), mod(sat.ang_from_gyro(x_totsin)+'tot_sign_offsett,360)); end
%fra angle pred
try plot(sat.time, mod((x_est),360)); end
%fra signalprediktsjon
try x_sign_pred=start-1:1:start+length(offsett)-2;
plot(sat.time(x_sign_pred), mod(sat.ang_from_gyro(x_sign_pred)+offsett,360));end
hold off

legend 'Korrekt vinkel' 'Vinkel fra gyro' 'Gyro korrigert'
ylabel 'Rullvinkel (grader)'
xlabel 'Tid (s)'

%% Tegner figuren rullvinkel-feil

figure(9)
plot(tns.time, bank_tns-bank_tns,'LineWidth',2);%fasit
hold all

error_sign=mod(tns.ang_from_gyro(:,1), 360)- bank_tns;
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(tns.time, error_sign);%fra integrert gyro

%plot(sat.time(x), mod(sat.ang_from_gyro(x)+'tot_sign_offsett,360));

%fra total signalstyrke
try
error_sign=mod(sat.ang_from_gyro(x_totsin)+'tot_sign_offsett-(360*bank(x_totsin))+360,
360) ;
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(sat.time(x_totsin), error_sign);

legend ('fra simulator/akslerometer', 'fra integrert gyro', ...
'total signal styrke')
end

try
error_sign=mod(sat.ang_from_gyro(x_sign_pred)+offsett,360)- (360*bank(x_sign_pred))'+360;
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(sat.time(x_sign_pred), error_sign);%fra integrert gyro

legend ('fra simulator/akslerometer', 'fra integrert gyro', ...
'estimert m.h.a sinus overlegg')
end

try
e=x_est-((unwrap(bank'*2*pi)*360/2/pi)-360);
e(e>180)=e(e>180)-180;
e(e<-180)=e(e<-180)+180;
plot(sat.time, e)% fra kalmansignal.n

error_sign=rullVminfeil-bank*360;
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(sat.time, error_sign); %fra angle pred

```

```

        legend ('fra simulator/akslerometer', 'fra integrert gyro', ...
              'estimert m.h.a signalstyrke', 'signalstyrke m kalmanfilter')
    end

%hold off
legend 'Korrekt vinkel' 'Vinkel fra gyro' 'Gyro korrigeret' 'Måling til K-filter'
ylabel 'Rullvinkelfeil (grader)'
xlabel 'Tid (s)'

%%tegner figuren signalstyrke som funksjon av rullvinkel
%brukes i oppgaven, bruk data fra forsøk 1
if datanr == 1
start=220;
stopp=300;

X=sat.ang_from_gyro(start:stopp)-sat.ang_from_gyro(start);

fig=figure(200);
set(fig,'Name','Signalstyrke som funksjon av rullvinkel')
%plot(sat.ang_from_gyro(start:stopp)-
sat.ang_from_gyro(start),nanmean(sat.cno(view_sat,start:stopp)), 'linewidth',3)
%hold on
plot(X,sat.cno([ 3 6 7 ],start:stopp));

%hold off
title('Signalstyrke som funksjon av rullvinkel');xlabel('Rullvinkel
(Grader)');ylabel('Signalstyrke (dbHz)');zlabel('Z-akse');
clear i
axis([0 360 20 55])

set(gca,'xtick',0:360/8:360)
set(gca,'xticklabel',{'0','45','90','135','180','225','270','315','360'})
end

```

8.1.2 tot_sign_styrke.m

```
%%
% tot_sign_styrke.m
% Brukes for å detektere rullvinkel ved å se på den totale signalstyrken
%

feil=zeros(300,1) ;
tot_sign_offsett=zeros(300,1);

for i=1:300

x_totsin=[271:1:(270+i)]+25;

summen=nansum(sat.cno(:,x_totsin));
gjenno=nanmean(sat.cno(:,x_totsin));

%normaliserer
summen=summen-min(summen);
summen=summen/max(summen);
gjenno=gjenno-min(gjenno);
gjenno=gjenno/max(gjenno);

%Henter fasitvinkel
ang=round(bank(x_totsin)*360);
ang(ang==0)=360;

%finner feilen for alle forskyvninger
for forskyvning=1:360
    angle=mod(round(sat.ang_from_gyro(x_totsin))+forskyvning,360);
    angle(angle==0)=360;

    feil(forskyvning)=nansum((gjenno-cos_eks(angle)).^2);
end

[~,tot_sign_offsett(i)]=min(feil);

end

figure(100)
plot(sat.time(x_totsin), bank(x_totsin), 'linewidth',2);
hold all;
plot(sat.time(x_totsin),summen );
plot(sat.time(x_totsin),gjenno );

hold off
legend( 'Riktig rullvinkel','Sum av "signalstyrke"',...
        'Gjennomsnitt av "signalstyrke"');
xlim([0 120]);
ylim([0 1.2]);
xlabel('Tid(s)');
ylabel('Normalisert vinkel og signal-støyforhold(dB/Hz)')

figure(101)

plot(feil)

figure(102)

plot(sat.time(x_totsin), ang);%fasit

hold all
plot(sat.time(x_totsin), mod(sat.ang_from_gyro(x_totsin),360));
plot(sat.time(x_totsin), mod(sat.ang_from_gyro(x_totsin)+tot_sign_offsett,360));
hold off
legend ('Rikti vinkel', 'fra gyro', 'gyro m. rullvinke')
```

8.1.3 anglepred.m

```
%%
% anglepred.m
% Brukes for å detektere rullvinkel ved å se på styrken på signalet
%

%prelokalierer

Serror=nan(size(sat.dir,2),360);
rullVminfeil=nan(size(sat.dir,2),1);
error_this_sample=(nan(size(signal,1),360));
fasit=nan(size(signal,2),1);
error=nan(size(signal,2),1);

for sample=first_good_sample:size(signal,2)

    for satnr=view_sat
        %kontrollerer at signalet er gyldig
        if isnan(signal(satnr,sample))
            error_this_sample(satnr,:)=nan(360,1);
            continue
        end

        %predikerer motatt signal for denne vinkelen og SV
        SNR_P=vinkel2signal(180-sat.dir(satnr,sample), 1:360);

        %normaliserer
        SNR_P=fitAngle(SNR_P,satnr,sample);

        %Finner feilen for alle vinkler for denne SV
        error_this_sample(satnr,:)=signal(satnr,sample)-SNR_P;
    end

    %finder gjennomsnittlig feil per grad for alle SV
    Serror(sample,:)=nanmean(abs(error_this_sample),1);
    [minimum,rullVminfeil(sample)]=min(Serror(sample,:));

    if draw_figures %&& mod(sample,5)==0
        %plotter
        figure(201)
        subplot(2,1,1)
        plot([0 360],[0 0])
        hold all
        plot(1:360, error_this_sample)
        plot(1:360,Serror(sample,:), 'green','LineWidth',3)
        plot(rullVminfeil(sample),0,'rx','Markersize',15,'LineWidth',5);
        plot(bank(sample)*360,0,'bx','Markersize',15,'LineWidth',5);
        hold off
        xlim([0 360]);
        ylim([-30 30])
        str=['feilen for forskjellige vinkler ved sample ' num2str(sample)];
        title(str);

        satnr=1;

        subplot(2,1,2)
        plot(tns.time(1:sample),signal(1,1:sample))%avlest signal
        hold all

        fasit(sample)=vinkel2signal(180-sat.dir(satnr,sample), round(bank(sample,1)*360));
        fasit(sample)=fitAngle(fasit(sample),satnr,sample);
        plot(tns.time(1:sample),fasit(1:sample));

        plot(tns.time(1:sample),signalmax(satnr,1:sample),'r:');%max signal
        plot(tns.time(1:sample),signalmin(satnr,1:sample),'r:');%min signal

        grid on
        hold off
        %legend 'målt signal' 'estimert signal' 'max' 'min';

        drawnow
    end
end
```

```

end
clear i c error_this_sample predSved temp error

%%
Serror(any(isnan(Serror),2),:) = [];
figure(202);

imagesc(Serror);

```

fitAngle.m

```

function [SNR_P] = fitAngle(SNR_P, satnr, sample_nr)

    global ant_max;
    global ant_min;
    global signalmax;
    global signalmin;

    %normaliserer
    SNR_P=SNR_P-ant_min;           %nedre =0
    SNR_P=SNR_P./(ant_max-ant_min); %øvre =1

    %konverterer til max min som målt signal
    SNR_P=SNR_P.*(signalmax(satnr, sample_nr)-signalmin(satnr, sample_nr));
    SNR_P=SNR_P+signalmin(satnr, sample_nr);

end

```

vinkel2signal.m

```

%% Beregner signalstyrke for gitt vinkel

function [predSfromV] = vinkel2signal(satdir, rullV)

    ant_opp=90;

    global ant
    satdir=round(satdir);

    rullV(rullV==0)=360;

    predSfromV=nan(max(rullV),1);

    for k=rullV;

        if isnan(satdir)
            predSfromV(k)=nan;           %ukjent innfallsvinkel
        else
            %finner innfalls vinkel på antenne fra setelitt
            antV=k-satdir;
            antV=mod(antV+ant_opp+360,360); %unwrapper
            antV(antV==0)=360;           %unngår 0
            predSfromV(k)=ant(antV,1);
        end
    end

    if size(rullV,2)==1;
        predSfromV=(predSfromV(rullV));
    end

end

```

Kalmanfilteret til anglepred.m,

```
%%
% kalman_signal.m
% Brukes for å detektere rullvinkel ved å se på styrken på signalet
% (Kalmanfiltert)

clc

x0=[99999]';
p0=diag([9999999999]);

dt=1/5;%fem målinger per sekund

H=[1]; %målematrise

F=[0];%systemmatrise
L=1; %[0.24];%pådragsmatrise
G=[1];
%prosesstøy (Q)
qm=[0.05*0.05];

%Målestøy
R=[0.1];

[Ia, Fi] = kp2dpLa(F,L,dt);           %Finner Landa og Fi
Ga = kp2dpGa(F,G,qm,dt);           %Finner Gamma
S = kp2dpS(F,G,qm,dt);             %Finner S

u=zeros(1,size(sat.time,1));
u(61:end)=interp1(tns.time,tns.ang_from_gyro(:,1),sat.time(61:end))';
u(isnan(u))=0;

u=[0 diff(u/dt)];

x_pre=zeros(1,size(sat.time,1));
x_est=zeros(1,size(sat.time,1));
p_pre=zeros(1,1,size(sat.time,1));
p_est=zeros(1,1,size(sat.time,1));
Ka=zeros(1,1,size(sat.time,1));
zm=zeros(1,size(sat.time,1));
rull=nan(1,size(sat.time,1));
mm=zeros(1,size(sat.time,1));

Xp=x0;
Pp=p0;

m=1;

for k=2:size(sat.time,1)

    %STEG 1 compute Kalman Gain
    %Kalmanforsterkning (K=Pp*H'*(H*Pp*H'+R)^-1)
    K=Pp*H'*inv(H*Pp*H'+R);

    %STEG 2 Oppdater X estimatet med måling (Z)

    %måleoppdatering
    Z=[rullVminfeil(k)];

    if isnan(Z(1,1))
        Z(1,1)=0;
    end

    %"wrapper" rullvinkelen
    if (k<=2)
        e1=0;
    else
        %e1=rullVminfeil(k)-(rullVminfeil(k-1));
        e1=(Z(1,1)+m*360)-(x_pre(1,k-1));
    end
end
```

```

if (e1>179)
    m=m-1;
elseif (-e1>179)
    m=m+1;
end

Z(1,1)=Z(1,1)+m*360;

%*****

%estimerer x (Xe=Xp+K*E)
Xe=Xp+K*(Z-H*Xp);

%STEG 3 Oppdater kovarians (P) estimert for målingen
%estimerer P (Pe=(I-K*H)*Pp)
Pe=(eye(1)-K*H)*Pp;

%setg 4 Predikterer neste sample (X og P)
%predikterer X
Xp=Fi*Xe+La*u(k);
%predikterer P
Pp=Fi*Pe*Fi'+S;

%unwrapper rullvinkelen
rull(k)=x_est(1,k);
while abs(rull(k))>180 && (~isnan(x_est(1,k)))
    if rull(k)>180
        rull(k)=rull(k)-360;
    else
        rull(k)=rull(k)+360;
    end
end

x_pre(:,k)=Xp;
x_est(:,k-1)=Xe;
p_pre(:,k)=Pp;
p_est(:,k-1)=Pe;
Ka(:,k-1)=K;
zm(:,k-1)=Z;
mm(k-1)=m;
elm(k)=e1;
end

%%
figure(210)
x=1:size(zm,2);
plot(sat.time,zm(1,:), 'x') %måling
hold all
%plot(sat.time,mm*360, 'b:') %m
plot(sat.time,cumsum(u*dt), 'LineWidth',1); %pådrag
%plot(tns.time,ang_from_gyro)

plot(tns.time, unwrap(bank_tns)-360, 'LineWidth',1); %fasit

plot(sat.time,x_pre(1,x), '--')
plot(sat.time,x_est(1,x), '-')
%plot(sat.time,elm, '-')

%plot(sat.time,x_est(1,x)+2*sqrt(p_est(1,x)), ':')
%plot(sat.time,x_est(1,x)-2*sqrt(p_est(1,x)), ':')
%plot(sat.time, (unwrap(bank*2*pi)*360/2/pi)-360, 'LineWidth',1); %fasit
title 'Rullvinkel'
legend 'måleoppdatering' 'Gyro integrert' 'fasit' 'preditert' 'estimert' '%øvre std-avik'
'nedre std-avik'
xlabel ('Tid (s)')
ylabel ('Kumulativ rullvinkel (Grader)')
hold off
grid on

%% Tegner figuren rullvinkel-feil

```

```

figure(211)
plot(tns.time, bank_tns-bank_tns, 'LineWidth',2);%fasit
hold all
grid on
error_sign=mod(tns.ang_from_gyro(:,1), 360)- bank_tns;
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(tns.time, error_sign);%fra integrert gyro

error_sign=rullVminfeil-bank*360;
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(sat.time, error_sign); %fra angle pred

error_sign=mod(x_est-((unwrap(bank'*2*pi)*360/2/pi)-360),360);
error_sign(error_sign>180)=error_sign(error_sign>180)-360;
error_sign(error_sign<-180)=error_sign(error_sign<-180)+360;
plot(sat.time, error_sign);% fra kalmansignal.n

hold off
legend 'fra simulator/akslerometer' 'fra integrert gyro' ...
      'estimert m.h.a signalstyrke' 'signalstyrke m kalmanfilter'
title 'rullvinkel-feil'

```


8.1.4 toppdeteksjon.m

```
%%
% toppdeteksjon.m
% Finner topper å bunner i målingene for å finne rullvinkelen
%

clear tops bots temp
tops=cell(size(sat.ID,1),1);
bots=cell(size(sat.ID,1),1);

%velger satelitt
for satNR=bruk_sat

    %klargjør data for satelitt
    data=sat.cno(satNR,:);
    signalendring=[0 diff(data)];

    summen=0;
    topp=0;
    bunn=0;
    toppIndeks=0;
    bunnIndeks=0;

    %går gjennom alle målingene
    for malingNR=1:size(data,2)

        %Sjekker om gyldig måling, ellers hopper over
        if data(malingNR)==0;
            continue;
        end
        % *** begynner deteksjon av topper og bunner ***
        summen=summen+signalendring(malingNR);

        %finder verdien i topp eller bunn
        if summen>topp
            topp=summen;
            toppIndeksIS=malingNR;
        elseif summen<bunn
            bunn=summen;
            bunnIndeks=malingNR;
        end
        %finder topp/bunn-posisjon
        if (summen-signalendring(malingNR)==topp) && (summen<topp)
            topI=round(0.5*(toppIndeksIS+malingNR));
        elseif (summen-signalendring(malingNR)==bunn) && (summen>bunn)
            botI=round(0.5*(bunnIndeks+malingNR));
        end

        %finder topper og bunner
        if summen>4 && summen+4<=topp;
            %ny topp
            tops{satNR}=[tops{satNR} topI];
            topI=0;
            summen=-4;
            opp=0;topp=0;ned=topp-summen;

        elseif summen<-4 && summen-4>bunn;
            %ny bunn
            bots{satNR}=[bots{satNR} botI];
            botI=0;
            summen=+4;
            ned=0;bunn=0;opp=summen-bunn;
        end
    end
end

%% tegegr figur Signalstyrke m. topppunkter-bunnpunkter

fig=figure(300);
set(fig,'Name','Signalstyrke m. topppunkter-bunnpunkter')
figur=0;
```

```

for satNR=bruk_sat
    if isnan(nanmax(sat.cno(satNR,:)))%tom figur
        continue
    else
        figur=figur+1;
        subplot(4,4,figur)

        plot(sat.time, sat.cno(satNR,:));
        hold all

plot(sat.time(tops{satNR}),sat.cno(satNR,tops{satNR}),'rx','Markersize',10,'LineWidth',2)

plot(sat.time(bots{satNR}),sat.cno(satNR,bots{satNR}),'bx','Markersize',10,'LineWidth',2)
    hold off
    axis([0 sat.time(end) 10 55])
    title(['SVID ', num2str(sat.ID(satNR))]);
    xlabel('Tid (s)');
    ylabel('SNR (dB/Hz)');zlabel('Z-akse');
    end
end

%% tegner figur treffsikkerhet til topper og bunner
fig=figure(301);
set(fig,'Name','treffsikkerhet til topper og bunner')

p1=plot(tns.time, mod(360-bank_tns+360+180,360));
hold on
for satNR=bruk_sat

    if size(sat.time(tops{satNR}))>0;
        p2=plot(sat.time(tops{satNR})
,mod(sat.dir(satNR,200)+90+360,360),'rx','Markersize',15,'LineWidth',5);
        end
        if size(sat.time(bots{satNR}))>0;
        p3=plot(sat.time(bots{satNR}) ,mod(sat.dir(satNR,200)-
90+360,360),'bx','Markersize',15,'LineWidth',5);
        end
    end
end
hold off

axis([tns.time(1) sat.time(end) 0 360])
set(gca,'ytick',0:360/8:360)
set(gca,'yticklabel',{'0','45','90','135','180','225','270','315','360'})
title('treffsikkerhet til topper og bunner');
xlabel('Tid (s)');ylabel('Rullvinkel (Grader)');zlabel('Z-akse');
legend([p1(1),p2(1),p3(1)],'Riktig rullvinkel','Toppunkter','Bunnpunkter')

%% Tegner ?????? Fjernes?

for satNR=bruk_sat

    clear temp

    %fjerner ugyldig data
    u(u>50)=0;

    sign_fasit=round(mod(bank*360+sat.dir(satNR,200)-90+360,360));
    sign_fasit(sign_fasit==0)=360;
    sign_fasit=ant(sign_fasit);

    topnr=2;

    [toper2, t2]=findpeaks(sign_fasit,'MINPEAKHEIGHT',45);
    t2=t2(t2(:)'>339 | t2(:)' < 298);

    toper=[142 226 346 379 416 457;...
        226 289 379 416 457 550];
    toper=[round(t2(1:end-1)'); ...
        round(t2(2:end)')] ;

    for i=1:(length(topper)-1)

```

```

y=sat.cno(satNR, (toper(1,i):toper(2,i)))/sat.cno(satNR, toper(2,1));
u2=u((toper(1,i):toper(2,i)));
temp (i,:)=interp1(linspace(1,360,size(y,2)),y,1:360);
temp2(i,:)=interp1(linspace(1,360,size(u2,2)),u2,1:360);

end
temp3(satNR,:)=mean(temp(:,:));

figure(303)
plot (sat.cno(satNR,:))
hold all
plot (sign_fasit);
plot (u)
plot((tops{satNR}), sat.cno(satNR, tops{satNR}), 'rx', 'Markersize',10, 'LineWidth',2)
plot (sat.prRes(satNR,:)/100)
%plot (bank*360)
hold off
legend ('signal motatt', 'signal forventet', 'gyro', 'topper', '"feil"')
end

```

8.1.5 sin_inv_sat.m

```

%%
% sin_inv_sat.m
% Bruker signaloverleggsmetoden for å finne estimat fro rullvinkelen
%

clear feil dataang cos_eks gjen data offsett
test_offset=[];

%første sample
start=271; %132;
%steg mellom samplene
step=30;

%*****
vinkelfeil=0;
%(i tillegg til vinkel ved start)
%*****

%retter feil start kan ikke være 0
if start==0;
    start=1;
end

test_samples=[0:1:300];

for test=test_samples

    %setter sluttpunkt
    stopp=start+test;

    %henter data
    data=sat.cno(:, start:step:stopp);
    data(data==0)=nan;%fjerner signalutfall

    %lager vinkel fra gyrodata med feil ...
    % og korrigere for antennens forskyvning av toppunkt
    ang=round(mod(sat.ang_from_gyro(1, start:step:stopp)-90-vinkelfeil+360,360));

    %lager sinusmønster
    cos_eks=(cos(linspace(0,3*2*pi,3*360))+1)/2;

    feil=nan(size(data,1),360);

    for satnr=bruk_sat
        %normaliserer

```

```

data(satnr,:)=data(satnr,)/50; %setter 50 maks
data(satnr,:)=2*(data(satnr,)-0.5); %setter 25 min

%finner vinklen for denne satelitten
angSV=mod(ang+360+round(sat.dir(satnr,start:step:stopp)),360);

%finner feilen for alle forskyvninger
for forskyvning=1:360
    angle=mod(angSV+forskyvning,360);
    angle(angle==0)=360;

    feilSV=(data(satnr,)-cos_eks(angle)).^2;
    feil(satnr,forskyvning)=nansum(feilSV);
end

gjen=nanmean(feil(bruk_sat,:));

if (draw_figures && test==max(test_samples))
    figure (450)
    plot(feil(bruk_sat,:))
    hold on
    plot(gjen,'LineWidth',3)
    hold all
    hold off
    title('feil m. middling')
    xlim([0 360]);
    %legend('feil SV 1', 'feil SV 8', 'feil SV 9',...
    %       'feil SV 11','feil SV 12','feil-gjennomsnitt')
end

%Beste estimat
[c, sin_offset]=min(gjen);
sin_offset=sin_offset;

test_offset(end+1)=sin_offset;

end
%%

disp([test_samples', test_offset'])

X=(start:step:stopp)-start+1;

offsett=interp1(test_samples, test_offset, 1:(max(test_samples+1)));
ang=interp1(X, mod(ang+90,360), 1:(max(test_samples+1)));

%% offsett
figure(400);
hold all
plot(sat.time(start:1:stopp),test_offset-vinkelfeil)

%ylim([0,1]);
%xlim([sat.time(start),sat.time(start+300)])
%title(Estimert avvik på gyro);
legend 'Estimert avvik på gyro'
ylabel 'Estimert avvik på gyro (grader)'
xlabel 'Tid (s)'

%%
figure(401);
plot(mod(bank(start:stopp)*360,360));%"fasit"
hold all
plot(ang)%gyro
plot(mod(ang+offsett,360))%gyro-offsett

hold off

legend('Akslerometer', 'Gyro', 'gyro m rullvinkel')

%%
figure (402)
plot (feil')
hold on
plot (nanmean(feil),'linewidth',3)
for satnr=1:size(feil,1)

```

```

        text(365,feil(satnr,360),num2str(sat.ID(satnr)))
end
hold off
ylim([0,1]);
xlim([sat.time(start),sat.time(start+300)])
title('Avvik som funksjon av rullvinkel');
%legend 'Estimert avvik på gyro'
ylabel 'Normalisert avvik (dB-Hz ^2 )'
xlabel 'Rullvinkel (grader)'

%% plotter bilde av hver satelitt
figure (403)
plotnr=0;

for satnr=bruk_sat

    if isnan(nanmax(data(satnr,:)))
        disp(['Ingen data. Satnr: ', num2str(satnr)] )
        continue
    end
    plotnr=plotnr+1;
    subplot(4,4,plotnr)

    angSV=mod(round(ang(X)+offsett(end-1)+360-90+sat.dir(satnr,start:step:stopp)),360);
    angSV(angSV==0)=360;
    angSV(isnan(angSV))=360;

    plot(sat.time(X+start),data(satnr,:))%signal
    hold all
    plot(sat.time(X+start),cos_eks(angSV))%prediktert
    plot(sat.time(X+start),(data(satnr,)-cos_eks(angSV)).^2)%feil
    hold off
    %legend ('signal', 'signal forventet','(feil i estimat)^2')
    ylim([0,1]);
    xlim([sat.time(start),sat.time(start+test_samples(end))])
    title(['SVID ', num2str(sat.ID(satnr))]);
end

```

8.1.6 Diskretiseringsfunksjoner fra UNIK 4500 Stokastiske systemer

Funksjonene nedenfor er laget i forbindelse med gjennomføring av UNIK 4500 og brukes til diskretisering av kalmanfilteret.

```
function Ga = kp2dpGa(F,G,Qbolge,dt)

Fmm = [F, G*Qbolge*G' ; zeros(size(F,1),size(F,2)), -F'];
Fmmexp = expm(Fmm.*dt);
gaqgat = Fmmexp(1:size(F,1), size(F,1)+1:size(F,1)*2) * inv(Fmmexp(size(F,1)+1:size(F,1)*2,
size(F,1)+1:size(F,1)*2));
Ga = (chol (gaqgat))';
```

```
function [La, Ph] = kp2dpLa(F,L,dt)

Fm = [F L ; zeros(1,size(F,1)) 0].*dt;
Fmexp = expm(Fm);

La = Fmexp(1:size(F,1), size(F,1)+1);
Ph = Fmexp(1:size(F,1), 1:size(F,1));

% Ph = expm(F*dt); %Alternativ
```

```
function S = kp2dpS(F,G,Qbolge,dt)

Fmm = [F, G*Qbolge*G' ; zeros(size(F,1),size(F,1)), -F'];
Fmmexp = expm(Fmm.*dt);
S = Fmmexp(1:size(F,1), size(F,1)+1:size(F,1)*2) * inv(Fmmexp(size(F,1)+1:size(F,1)*2,
size(F,1)+1:size(F,1)*2));
```

8.1.7 Funksjonen pakkedeler.m

```
%%
%Brukes for å sortere pakkene til GPS-mottakeren etter at de er mottatt.
%

function [nav, rxm, rest, unknown]= ubx_pakkedeler(packet)

nav.sol={};nav.svinfo={};
rxm.svsi={};rxm.raw={};
rest={};
unknown={};

for satnr=1:size(packet,2)

    switch packet{satnr}.class
    case 1
        %NAV:Navigation Results: Position, Speed, Time, Acc, Heading, DOP, SVs used
        switch packet{satnr}.id
        case 6
            %NAV-SOL Navigation Solution Information
            nav.sol{end+1}=packet{satnr};
        case 48 %0x30
            %NAV-SVINFO Space Vehicle Information
            nav.svinfo{end+1}=packet{satnr};
        otherwise
```

```

        disp(['error packet ' num2str(satnr) ' (ID unknown)'])
        rest{end+1}=packet{satnr};
    end
case 2
    %RXM:Receiver Manager Messages: Satellite Status, RTC Status
    switch packet{satnr}.id
        case 16
            %RXM-RAW
            rxm.raw{end+1}=packet{satnr};
        case 32
            %RXM-SVSI: Status of the receiver manager knowledge about GPS Orbit
Validity
            rxm.svsi{end+1}=packet{satnr};

            otherwise
                disp(['error packet ' num2str(satnr) ' (ID unknown)'])
                rest{end+1}=packet{satnr};
            end
        case 5
            %ACK
            switch packet{satnr}.id
                case 0
                    %NAK
                    rest{end+1}=packet{satnr};
                case 1
                    %ACK
                    rest{end+1}=packet{satnr};

                    otherwise
                        disp(['error packet ' num2str(satnr) ' (ID unknown)'])
                        rest{end+1}=packet{satnr};
                    end
            end
        case 6
            %CFG:Configuration Input Messages: Set Dynamic Model, Set DOP Mask, Set Baud Rate,
etc.
            switch packet{satnr}.id

                case
                    {0,1,2,3,6,7,8,14,16,17,18,19,22,23,25,26,27,29,35,36,41,49,50,52,57,59,61,62,71}
                    %????
                    rest{end+1}=packet{satnr};

                    otherwise
                        disp(['error packet ' num2str(satnr) ' (ID unknown) 6. '
num2str(packet{satnr}.id)])
                        rest{end+1}=packet{satnr};
                    end
            end

        case 10
            %MON: Monitoring Messages: Communication Status, CPU Load, Stack Usage, Task Status
            switch packet{satnr}.id
                case 4
                    %RXM-SVSI: Status of the receiver manager knowledge about GPS Orbit Validity
                    rest{end+1}=packet{satnr};

                case 28
                    %RXM-SVSI:
                    unknown{end+1}=packet{satnr};
                otherwise
                    disp(['error packet ' num2str(satnr) ' (ID unknown)'])
                    rest{end+1}=packet{satnr};
                end
            end

            otherwise
                disp(['error packet ' num2str(satnr) ' (class unknown)'])
                rest{end+1}=packet{satnr};
            end
        end
    end

    %konverterer fra cellearray til vanlig
    nav.sol =cell2mat(nav.sol );
    nav.svinfo=cell2mat(nav.svinfo);

```

8.2 Utdrag av U-blox protokoll spesifikasjon

8.2.1 NAV-SVINFO

NAV-SVINFO (0x01 0x30)

Space Vehicle Information

Message	NAV-SVINFO				
Description	Space Vehicle Information				
Type	Periodic/Polled				
Comment	-				
Message Structure	Header	ID	Length (Bytes)	Payload	Checksum
	0xB5 0x62	0x01 0x30	8 + 12*numCh	see below	CK_A CK_B
Payload Contents:					
Byte Offset	Number Format	Scaling	Name	Unit	Description
0	U4	-	iTOW	ms	GPS Millisecond time of week
4	U1	-	numCh	-	Number of channels
5	X1	-	globalFlags	-	Bitmask (see graphic below)
6	U2	-	res2	-	Reserved
Start of repeated block (numCh times)					
8 + 12*N	U1	-	chn	-	Channel number
9 + 12*N	U1	-	svid	-	Satellite ID
10 + 12*N	X1	-	flags	-	Bitmask (see graphic below)
11 + 12*N	X1	-	quality	-	Bitfield (see graphic below)
12 + 12*N	U1	-	cno	dBHz	Carrier to Noise Ratio (Signal Strength)
13 + 12*N	I1	-	elev	deg	Elevation in integer degrees
14 + 12*N	I2	-	azim	deg	Azimuth in integer degrees
16 + 12*N	I4	-	prRes	cm	Pseudo range residual in centimetres
End of repeated block					

8.2.2 NAV-SOL



your position is our focus

NAV-SOL (0x01 0x06)

Navigation Solution Information

Message		NAV-SOL				
Description		Navigation Solution Information				
Type		Periodic/Polled				
Comment		This message combines Position, velocity and time solution in ECEF, including accuracy figures				
Message Structure		Header	ID	Length (Bytes)	Payload	Checksum
		0xB5 0x62	0x01 0x06	52	see below	CK_A CK_B
Payload Contents:						
Byte Offset	Number Format	Scaling	Name	Unit	Description	
0	U4	-	iTOW	ms	GPS Millisecond Time of Week	
4	I4	-	FTOW	ns	Fractional Nanoseconds remainder of rounded ms above, range -500000 .. 500000	
8	I2	-	week	-	GPS week (GPS time)	
10	U1	-	gpsFix	-	GPSfix Type, range 0..4 0x00 = No Fix 0x01 = Dead Reckoning only 0x02 = 2D-Fix 0x03 = 3D-Fix 0x04 = GPS + dead reckoning combined 0x05 = Time only fix 0x06..0xff: reserved	
11	X1	-	flags	-	Fix Status Flags (see graphic below)	
12	I4	-	ecefX	cm	ECEF X coordinate	
16	I4	-	ecefY	cm	ECEF Y coordinate	
20	I4	-	ecefZ	cm	ECEF Z coordinate	
24	U4	-	pAcc	cm	3D Position Accuracy Estimate	
28	I4	-	ecefVX	cm/s	ECEF X velocity	
32	I4	-	ecefVY	cm/s	ECEF Y velocity	
36	I4	-	ecefVZ	cm/s	ECEF Z velocity	
40	U4	-	sAcc	cm/s	Speed Accuracy Estimate	
44	U2	0.01	pDOP	-	Position DOP	
46	U1	-	res1	-	reserved	
47	U1	-	numSV	-	Number of SVs used in Nav Solution	
48	U4	-	res2	-	reserved	