

Norges miljø- og biovitenskapelige universitet  
Fakultet for miljøvitenskap og teknologi  
Institutt for matematiske realfag og teknologi

Masteroppgave 2015  
30 stp

# GPS-basert estimering av rullvinkel til et roterende objekt

GPS-based roll angle estimation of a rotating object

Magnus Oshaug



NORGES MILJØ- OG BIOVITENSKAPLIGE  
UNIVERSITET

FAKULTET FOR MILJØVITENSKAP OG TEKNOLOGI

INSTITUTT FOR MATEMATISKE REALFAG OG TEKNOLOGI

---

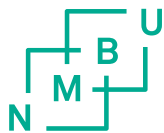
# GPS-basert estimering av rullvinkel til et roterende objekt

---

*Forfatter:*  
Magnus Oshaug

*Veildere:*  
Jon Glenn Gjevestad  
Anders Rødningsby  
Ørnulf Kandola

15. mai 2015



Norges miljø- og  
biovitenskapelige  
universitet



# Sammendrag

Det er i denne oppgaven laget en metode for å estimere rullvinkelen til et spinnende prosjektil ved hjelp av signalstyrkemålinger fra GPS. Ved banekorreksjoner av et prosjektil må prosjektillets posisjon og orientering være kjent. Orienteringsvinklene pitch og yaw bestemmes ut fra de initielle baneberegningene og hastighetsvektoren til prosjektillet. På grunn av systemets karakteristikk med høye g-krefter under utskyting og en ballistisk bane, vil ikke rullvinkelen kunne bestemmes ved tidligere metoder og teknologi. Ved å implementere estimeringen av rullvinkel i GPS-mottakeren, vil det gi store fordeler med tanke på kostnader, plassbruk og strømforbruk.

Metoden baserer seg på signalstyrkemålinger av GPS-signaler. Målingene av signalstyrken er sterkest når antennen peker mot satellitten og ved en roterende antenne vil signalet arte seg som en sinuskurve. Satellittenes posisjon på himmelen er kjent og kan dermed brukes til å slå fast prosjektillets orientering. Det er utført forsøk som simulerer et prosjektil som spinner rundt sine egen akse med en GPS-antenne. Forsøkene viser stor varians i rullvinkelen mellom satellittene. Estimeringen av rullvinkelen er avhengig av faseforholdet mellom alle de mottatte signalene og vil derfor være avhengig av et høyt nok antall satellitter for å få en nøyaktig rullvinkel. Rullvinkelen ble estimert til å ha en nøyaktighet på  $10\text{-}20^\circ$  med et standardavvik på  $20\text{-}30^\circ$ .



# Abstract

In this assignment a method has been created to determine the roll angle of a spinning projectile using signal strength measurements from GPS. To provide trajectory corrections, the position and orientation of the projectile must be known. Orientation angles pitch and yaw is known from the initial trajectory and the velocity vector of the projectile. Because of the systems characteristics with high g-forces during launch and a ballistic trajectory, roll angle could not be determined by previous methods and technology. By implementing the estimation of the roll angle in a GPS receiver, it will bring great benefits in terms of cost, space utilization and power consumption.

The method is based on signal strength measurements from GPS satellites. The measured signal strength is strongest when the antenna is pointed directly to the satellite, and by a rotating antenna the signal will appear as a sine wave. The position of the satellite is known and can be used to determine the projectile orientation. Experiments that simulates a spinning projectile with GPS-antenna has been carried out. The tests show great variance in roll angle between the satellites. The estimation of the roll angle is dependent on the phase relationship between the received signals and will therefore be depend on a high number of satellites to obtain an accurate roll angle. The roll angle was estimated to have an accuracy of 10–20° with a standard deviation of 20–30°.





# Forord

Denne oppgaven markerer avslutningen på mitt 5-årige studie, Master i teknologi: Geomatikk - Kart, Satellitter og 3D-modellering, ved Norges miljø og biovitenskapelige universitet (NMBU). Oppgaven utgjør 30 studiepoeng og er gjennomført våren 2015.

Oppgaven har blitt til gjennom et samarbeid med Forsvarets forsknings institutt (FFI). Jeg ønsker å takke Ørnulf Kandola og Anders Rødningsby ved FFI for god hjelp og oppmuntring underveis. Takk til Jon Glenn Gjevestad som har vært hovedveileder på oppgaven, for god hjelp og inspirasjon gjennom studietiden. Til slutt ønsker jeg å takke mine studiekammerater for en innholdsrik studietid på Ås.

*Magnus Oshaug*

*Ås, 15. mai 2015*



# Innhold

|   |            |
|---|------------|
| <b>Sammendrag</b>   | <b>iii</b> |
| <b>Abstract</b>   | <b>v</b>   |
| <b>Forord</b>   | <b>vii</b> |
| <b>1 Innledning</b>   | <b>1</b>   |
| <b>2 Prosjektil</b>   | <b>3</b>   |
| 2.1 Feilkilder for konvensjonell ammunisjon . . . . .                         | 4          |
| 2.2 Styringsalternativer . . . . .  | 5          |
| 2.3 Utforming av styremekanisme . . . . .                                     | 5          |
| <b>3 Navigasjon - Bestemmelse av prosjektilets orientering</b>                | <b>7</b>   |
| 3.1 Metoder for å bestemme prosjektilets orientering . . . . .                | 8          |
| 3.2 Oppsummering . . . . .  | 10         |
| <b>4 Bruk av GPS med støtte av INS til rullvinkel estimering</b>              | <b>11</b>  |
| 4.1 GPS . . . . .   | 11         |
| 4.1.1 Oppbygning av GPS-systemet . . . . .                                    | 12         |
| 4.1.2 Signalstruktur . . . . .  | 13         |
| 4.1.3 Posisjonering . . . . .   | 16         |
| 4.1.4 Feilkilder . . . . .  | 17         |
| 4.1.5 Dilution of precision . . . . .   | 20         |
| 4.1.6 Feilkildenes innvirkning på estimering av rullvinkel . . . . .          | 21         |
| 4.2 INS - Treghetsnavigasjon . . . . .  | 22         |
| 4.2.1 Referanserammer . . . . .   | 22         |
| 4.2.2 IMU sensorpakke . . . . .   | 25         |
| 4.3 Bruk av GPS og INS i et prosjektil for estimering av rullvinkel . . . . . | 26         |
| 4.3.1 Signalstyrke . . . . .  | 27         |
| 4.3.2 Antennens strålingsdiagram . . . . .                                    | 28         |

|          |   |           |
|----------|---|-----------|
| 4.3.3    | Signal Acquisition - Reaktivisering av GPS-mottaker . . . . .   | 29        |
| 4.3.4    | ZDOP - Satellittgeometri for rullvinkel estimering . . . . .    | 31        |
| 4.3.5    | Vinkelmålinger fra INS . . . . .                                | 32        |
| 4.3.6    | Jamming av satellittsignaler . . . . .                          | 32        |
| <b>5</b> | <b>Forsøksdesign og beregninger</b>                             | <b>33</b> |
| 5.1      | Metode . . . . .  | 33        |
| 5.2      | Preprossesering av data . . . . .                               | 37        |
| 5.2.1    | Modellering av kurve til satellittsignal $CNO$ . . . . .        | 37        |
| 5.2.2    | Alphavinkel $\alpha$ . . . . .                                  | 39        |
| 5.2.3    | Gyrosignal $R_g$ . . . . .                                      | 41        |
| 5.2.4    | Synkronisering av tid . . . . .                                 | 43        |
| 5.3      | Utjevning - Estimering av rullvinkel . . . . .                  | 43        |
| 5.4      | Forsøksutforming - Opptak av måledata . . . . .                 | 44        |
| 5.4.1    | Forsøk . . . . .  | 44        |
| 5.4.2    | GPS-mottaker . . . . .  | 45        |
| 5.4.3    | IMU . . . . .   | 45        |
| 5.4.4    | Programvare og beregninger . . . . .                            | 46        |
| <b>6</b> | <b>Resultat og Analyse</b>                                      | <b>47</b> |
| 6.1      | Forsøk lav omdreiningshastighet - 60 s/omdreining . . . . .     | 48        |
| 6.2      | Forsøk middels omdreiningshastighet - 30 s/omdreining . . . . . | 55        |
| 6.3      | Forsøk høy omdreiningshastighet - 15 s/omdreining . . . . .     | 61        |
| 6.4      | Feilkilder til resultatene av målingene . . . . .               | 66        |
| 6.4.1    | Forsinkelse av GPS-signal . . . . .                             | 66        |
| 6.4.2    | Konstant alphavinkel gjennom forsøkene . . . . .                | 67        |
| 6.4.3    | Feil mellom målt signal og kurvetilpasning . . . . .            | 69        |
| <b>7</b> | <b>Diskusjon</b>  | <b>71</b> |
| 7.1      | Diskusjon av resultatene i forsøkene . . . . .                  | 71        |
| 7.2      | Implementering i et prosjektil . . . . .                        | 73        |
| <b>8</b> | <b>Konklusjon</b>   | <b>75</b> |
| <b>9</b> | <b>Vedlegg</b>  | <b>81</b> |

# Figurer

|     |  |    |
|-----|--|----|
| 2.1 | Prosjektil ballistisk bane . . . . .   | 4  |
| 2.2 | Prosjektil Alliant Techsystems, Precision Guidance Kit . . . . .                         | 6  |
| 3.1 | Prosjektil orienteringsvinkel yaw( $\psi$ ), pitch( $\theta$ ), roll( $\phi$ ) . . . . . | 7  |
| 4.1 | GPS signaloppbygging . . . . .   | 13 |
| 4.2 | GPS navigasjonsmelding . . . . .   | 15 |
| 4.3 | GPS multipath . . . . .  | 20 |
| 4.4 | GPS dilution of precision . . . . .  | 21 |
| 4.5 | INS referanserammer . . . . .  | 23 |
| 4.6 | IMU body-frame akser . . . . .   | 25 |
| 4.7 | GPS signalstyrke $C/N_0$ 60°N . . . . .  | 28 |
| 4.8 | GPS strålingsdiagram patch antenne. . . . .  | 29 |
| 4.9 | Prosjektil tidslinje . . . . .   | 31 |
| 5.1 | Ukjent startpunkt . . . . .  | 34 |
| 5.2 | Ukjent rullvinkel $R_n$ . . . . .  | 35 |
| 5.3 | Signalstyrke svid 13 . . . . .   | 37 |
| 5.4 | Signalstyrke svid 13 med kurvetilpasning . . . . .                                       | 39 |
| 5.5 | Alfavinkel $\alpha$ dekomponering av asimut elevasjon . . . . .                          | 40 |
| 5.6 | Alfavinkel $\alpha$ forskyvning . . . . .  | 41 |
| 5.7 | Gyro vinkelhastighet . . . . .   | 42 |
| 5.8 | Gyro integrert vinkelhastighet . . . . .   | 42 |
| 5.9 | Forsøksrigg . . . . .  | 44 |
| 6.1 | Forsøk lav rate. Skyview . . . . .   | 48 |
| 6.2 | Forsøk lav rate. Subplot signalstyrke . . . . .  | 48 |
| 6.3 | Forsøk lav rate. Målt signalstyrke . . . . .   | 49 |
| 6.4 | Forsøk lav rate. Målt signalstyrke korrigert . . . . .                                   | 50 |
| 6.5 | Forsøk lav rate. Feil i kurvetilpasning . . . . .  | 50 |
| 6.6 | Forsøk lav rate. Kurvetilpasning . . . . .   | 51 |

|      |  |    |
|------|--|----|
| 6.7  | Forsøk lav rate. Rotasjon 360° . . . . .                   | 52 |
| 6.8  | Forsøk lav rate. Rotasjon 900° . . . . .                   | 53 |
| 6.9  | Forsøk middels rate. Skyview . . . . .                     | 55 |
| 6.10 | Forsøk middels rate. Subplot signalstyrke . . . . .        | 55 |
| 6.11 | Forsøk middels rate. Målt signalstyrke korrigert . . . . . | 56 |
| 6.12 | Forsøk middels rate. Feil i kurvetilpasning. . . . .       | 57 |
| 6.13 | Forsøk middels rate. Kurvetilpasning . . . . .             | 57 |
| 6.14 | Forsøk middels rate. Rotasjon 1080° . . . . .              | 58 |
| 6.15 | Forsøk middels rate. Rotasjon 1260° . . . . .              | 59 |
| 6.16 | Forsøk høy rate. Skyview . . . . .                         | 61 |
| 6.17 | Forsøk høy rate. Subplot signalstyrke . . . . .            | 61 |
| 6.18 | Forsøk høy rate. Målt signalstyrke over tid . . . . .      | 62 |
| 6.19 | Forsøk høy rate. Målt signalstyrke korrigert . . . . .     | 63 |
| 6.20 | Forsøk høy rate. Feil i kurvetilpasning. . . . .           | 63 |
| 6.21 | Forsøk høy rate. Kurvetilpasning . . . . .                 | 64 |
| 6.22 | Forsøk høy rate. Rotasjon 720° . . . . .                   | 65 |
| 6.23 | Forsøk høy rate. Rotasjon 900° . . . . .                   | 65 |
| 6.24 | Forsøk høy rate. Forsinkelse i signalstyrke . . . . .      | 67 |
| 6.25 | Forsøk lav rate. Elevasjon . . . . .                       | 68 |
| 6.26 | Forsøk lav rate. Forandring asimut elevasjon . . . . .     | 68 |
| 6.27 | Forsøk lav rate. Forandring alphavinkel $\alpha$ . . . . . | 69 |

# Tabeller

|     |  |    |
|-----|--|----|
| 4.1 | GPS signaloversikt . . . . .                   | 14 |
| 4.2 | GPS nøyaktighet kode og fasemåling . . . . .   | 17 |
| 4.3 | GPS avstandsbiaser . . . . .                   | 17 |
| 4.4 | GPS signalacquisition . . . . .                | 30 |
| 5.1 | Forsøkoppsett . . . . .                        | 45 |
| 6.1 | Feil i rullvinkel forsøk lav rate. . . . .     | 54 |
| 6.2 | Feil i rullvinkel forsøk middels rate. . . . . | 60 |
| 6.3 | Feil i rullvinkel forsøk høy rate. . . . .     | 66 |





# Kapittel 1

## Innledning

I de senere år har det skjedd en utvikling over hvor og hvordan militære operasjoner gjennomføres. Dette har ført til et økt krav til våpenlevering med hensyn på presisjon og nøyaktighet, for å redusere risikoen for tap av sivile og begrense skadene på infrastruktur. Kombinasjonen av disse faktorene begrenser bruk av konvensjonell artilleri for å engasjere kritiske mål.

Det er i dag mulig å forbedre leveringsnøyaktigheten til konvensjonell artilleriammunisjon ved å bytte ut brannrøret i prosjektilet med en styringsmekanisme som korrigerer prosjektilets bane for å øke treffsikkerheten. Dette kan gjøres på både ny og gammel ammunisjon med moderate kostnader.

Ved korrigering av prosjektilets bane må man vite prosjektilets posisjon og orientering; yaw, pitch og roll. En artillerigranat er et spinnende prosjektil med høy hastighet som går i en ballistisk bane. I en ballistisk bane vil prosjektilet følge en kastebane hvor det er vektløs  $\sim 0$  g. Samtidig vil de store g-kreftene utradere all stillings-informasjon i mikrosensorene under avfiring. Fra baneberegninger kan vinklene yaw og pitch estimeres med god nøyaktighet. Dermed er det kun rullvinkelen som det gjenstår å bestemme. Hvilken vei peker vertikalaksen? Vertikalaksen er definert med utgangspunkt i senter på objektet og beskriver hva som er opp på prosjektilet. Dette omtales som ”*Up-finding*”-problemet i litteraturen og er likt for alle spinnende objekter som går i en ballistisk bane som for eksempel satellitter og artillerigranater.

Det finnes flere måter å løse dette problemet på, det er forsøkt med mange forskjellige metoder, sensorer og måter å kombinere disse, ut fra hvilke kriterier man legger til grunn. For å redusere kostnadene, minske bruk av plass og begrense strømforbruket, er det å foretrekke hvis alle navigasjonsfunksjonene skjer med en sensor. Hvis man oppnår å implementere estimeringen av rullvinkelen i GPS-mottakeren som allerede er montert i styringsmekanismen, er det en forbedring og vil være et fremskritt.

Det er forsøkt i denne oppgaven å finne en metode for å estimere rullvinkelen best mulig ved bruk av en GPS-antenne og undersøke nøyaktigheten av denne. Det er tatt utgangspunkt i signalstyrkemålinger fra GPS-satellitter og det er også sett på muligheter for å forbedre dette ved å ta hensyn til geometrien til satellittkonstellasjonen.

Problemstilling:

- Estimer nøyaktigheten på rullvinkelen til et roterende objekt med GPS-antenne og -mottaker ved hjelp av signalstyrkemålinger.

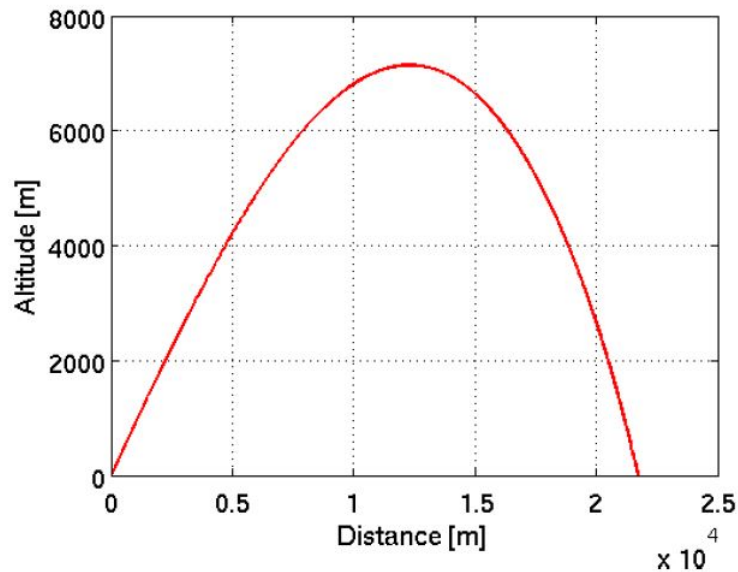
Det er undersøkt tidligere forsøk på å løse ”*Up-finding*”- problemet for å få en god og helhetlig forståelse av temaet. Oppgaven bygger på en tidligere masteroppgave Zachariasen(2014)[1]. Hvor rullvinkelen ble bestemt med  $20^\circ$  nøyaktighet ved hjelp av en GPS-antenne.

# Kapittel 2

## Prosjektil

Konvensjonell artilleri brukes ved indirekte ild over avstander opp til 30 km for å støtte egne styrker uten at skytteren behøver å se målet. Dette gir økt sikkerhet, fleksibilitet og mobilitet. Bakdelen er at ved bruk av vanlig ammunisjon over lange avstander vil spredningen på nedslagene øke. Det resulterer i at et større antall granater må brukes for å oppnå ønsket resultat, som igjen øker faren for utilsiktede skade og øker presset på logistikkjeden.

Prosjektilet er spinnstabilisert, og skytes ut med høy energi som utsetter det for store påkjenninger under avfiring. Figur 2.1 viser en standard ballistisk bane for et spinnstabilisert prosjektil.



**Figur 2.1:** Standard ballistisk bane til et 155 mm prosjektil med en utgangshastighet på 835 m/s. Flytiden er 75 s og avstanden er 21 750 m. Figuren er fra Robinson& Berefelt. [2]

CEP - *circular error probable*, er et mål på presisjonen til systemet. Den angir radiusen til en sirkel hvor 50% av nedslagene er forventet å ligge innenfor. CEP for et konvensjonelt prosjektil ved maksimum rekkevidde er 267 m. [3] Ved banekorreksjoner er det forventet en CEP på rundt 10 m. [4] Hvor nøyaktig rullvinkelen må være for å oppnå dette er uvisst. Lucia(1995) presenter at en feil på nøyaktigheten i rullvinkelen på rundt  $6^\circ$  på slutten av flytiden, vil være tilstrekkelig for en CEP  $<15$  m. [5]

## 2.1 Feilkilder for konvensjonell ammunisjon

De største feilkildene ved lange avstander er variasjon i temperatur, vind og variasjon i utgangshastighet. Avvik i prosjektillets vekt kan også spille inn og utgjøre en vesentlig feil. Feilen i treffpunktet kan modelleres som en feilellipse hvor feilen er størst i lengderetningen og mindre på tvers av skyteretningen. [2]

Feilene fra variasjon i temperatur og vind kan ikke fjernes med å forbedre kanonen (haubitser)<sup>1</sup>. Eneste måte å fjerne disse på er å korrigere prosjektilet underveis med ”*in-flight guidance*”.

## 2.2 Styringsalternativer

Prosjektilet er spinnstabilisert og i utgangspunktet ikke designet for å kunne styres, men for å motstå ytre krefter som kan påvirke prosjektilets bane. Det gjør at kun små retningsforandringer er mulig. En styringsmekanisme montert i front på prosjektilet vil kun brukes til banekorreksjoner. Styringsalgoritmen må forsøke å opprettholde den ballistiske banen så godt som mulig slik at tap av energi blir så lite som mulig, og belastningen på styringsinnretningen holdes på et minimum. [2]

Det finnes to hovedtyper styringsalgoritmer som er mest brukt til dette formålet. Baneprediksjon og banefølgende:

Baneprediksjon - ”*Treffpunktet er målet.*” Lar prosjektilet drifte ut av banen slik at alle feilene akkumuleres gjennom hele flytiden og korrigeres for på slutten, ved å predikere en ny bane. Oppdateringsfrekvensen er lavere enn banefølgende, men energikrevende med en stor korreksjon til slutt.

Banefølgende - ”*Banene er målet.*” Utfører små korreksjoner gjennom hele flytiden for å følge den opprinnelige banen. Korrigeringer tidlig er energieffektive, men hastigheten vil reduseres litt for hver gang prosjektilet er justert tilbake til sin opprinnelige bane. Hastighetsforandringen vil føre til en forandring i treffpunktet.

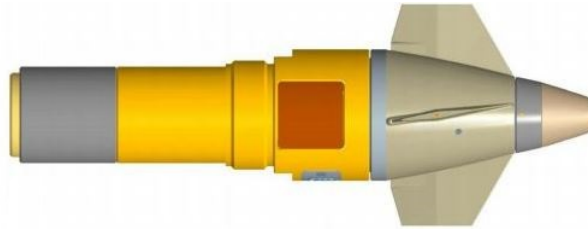
## 2.3 Utforming av styremekanisme

Styringsmekanismen erstatter brannrøret i fronten på prosjektilet og kan bestå av små finner som brukes til korrigerende sammen med en GPS-antenne til navigasjonsløsning. Styremekanismen er frakoblet prosjektilet ved bruk av kulelager slik at prosjektilet opprettholder sin naturlige spinnrate som kan være på flere hundre omdreininger i sekundet. Disse finnene har mulighet til å gjøre banekorrigeringer i 2 dimensjoner. Både i lengde langs skyteretningen og sideveis på tvers av skyte-

---

<sup>1</sup>Haubitser er en kanon som skyter granater med middels munningshastighet i høy bane.

retningen. Banekorreksjonene kan enten skje ved at styringsmekanismen i front er holdt i ro for en periode og finnene utfører en korreksjon, som PGK i figur 2.2, eller ved at styringsmekanismen roterer og styrefinnene følger en sinus bevegelse.



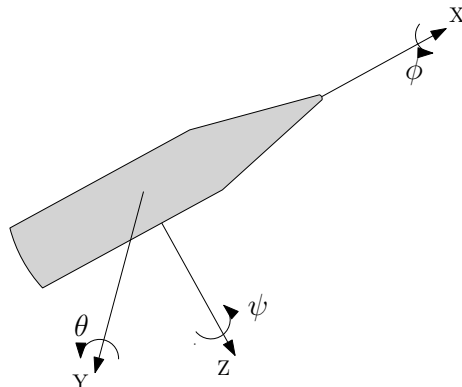
**Figur 2.2:** *Alliant Techsystems, Precision Guidance Kit (PGK), som er utviklet for U.S. Army.*

Målet med en slik styringsmekanisme er å redusere CEP til å være  $<50$  m. Dette vil øke nøyaktigheten og redusere faren for utilsiktede skade. En CEP  $<15$  m krever en nøyaktighet på rullvinkelen på rundt  $6^\circ$ [5]. Følgelig vil en CEP  $<50$  m ikke føre til like streng krav til nøyaktigheten på rullvinkelen. En noe høyere unøyaktighet på estimeringen kan da være tilstrekkelig for å oppnå ønsket leveringsnøyaktighet.

# Kapittel 3

## Navigasjon - Bestemmelse av prosjektillets orientering

For at styringsmekanismen skal kunne korrigere riktig må den vite hvordan prosjektilet er orientert. Dette beskrives av Eulervinklene  $\text{yaw}(\psi)$ ,  $\text{pitch}(\theta)$  og  $\text{roll}(\phi)$ .



**Figur 3.1:**  $\text{Yaw}(\psi)$  er rotasjonen rundt z-aksen,  $\text{pitch}(\theta)$  er rotasjonen rundt y-aksen og  $\text{roll}(\phi)$  er rotasjonen rundt x-aksen.

Utfordringen ligger i å estimere rullvinkelen( $\phi$ ).  $\text{Yaw}(\psi)$  og  $\text{pitch}(\theta)$  kan initielt bestemmes ut fra baneberegningene og hastighetsvektoren, men på grunn av systemets karakterstikk er det ikke like enkelt å bestemme  $\text{roll}(\phi)$ . Rullvinkelen eller vertikalvinkelen angir hvilken retning som er opp og beskriver retningen til z-vektoren i et lokalt høyrehåndssystem. Dette er vesentlig å vite for å kunne utføre

banekorreksjoner. Ved en stor feil i rullvinkel vil prosjektilet bli styrt i feil retning under korrigeringsene.

Prosjektilet utsettes for store påkjenninger under utskyting med ekstreme g-krefter og høy spinnhastighet samt at det følger en ballistisk bane. Disse dynamiske utfordringene gjør at tradisjonelle 3-akse akselerometer og 3 akse gyro-sensorer ikke vil være tilstrekkelig for å estimere orienteringsvinklene. På bakken under vanlige omstendigheter kan rullvinkelen estimeres ved hjelp av et akselerometer. Da vil akselerometeret vise retningen til jordens massemiddelpunkt og denne informasjonen brukes til å finne rullvinkelen. Etersom prosjektilet følger en ballistisk bane og er vektløs, vil et akselerometer ikke gi noen informasjon om retningen til g-vektoren og kan dermed ikke brukes. De store g-kreftene som prosjektilet blir utsatt for i utskytningsfasen vil forverre situasjonen med å ødelegge all stillings-informasjon i mikrosensorer og informasjon om den initielle rullvinkelen på grunn av høy dynamikk i systemet. Alt dette gjør at tidligere metoder og teknologi fra fly, missiler og romfart ikke er direkte overførbart ettersom det er for kostbart, mangler robusthet, har et høyt strømforbruk og er plasskrevende.

### **3.1 Metoder for å bestemme prosjektilets orientering**

Som et resultat av disse utfordringene blir andre alternative sensorer og metoder brukt for å kunne gi en estimering av orienteringen. I noen tilfeller blir enkeltstående sensorer brukt og i andre blir flere kombinert for å utfylle hverandre og gi en mer robust løsning.

Lucia (1995) beskriver en metode for å estimere rullvinkelen ved å bruke hastighetsvektoren fra GPS sammen med informasjon om pitch- og yaw-rate fra et gyroskop. Pitch- og yaw-raten kan hentes ut fra baneberegninger. Sammenhengen mellom pitch-, yaw- og rull-vinkelen er at de målte verdiene (pitch- og yaw-rate) er sinus og cosinus av fasen til rullvinkelen. Sammenhengen mellom de målte verdiene og de ukjente er linearisert og en minste kvadraters metode brukes for å bestemme de ukjente. Når dette er utført, estimeres rullvinkelen ved å bruke arctangent funksjonen. Dette gir gode resultater ved simulering. For lav spinn rate 0-2Hz gir det et estimat på feil i rullvinkelen på  $\pm 4^\circ$ . Det er ikke kjent om det er gjort praktiske forsøk, eller om dette er kun simuleringer. Pitch- og yaw- raten vil i virkeligheten være veldig liten, henholdsvis  $0.5^\circ/\text{s}$  og  $<0.1^\circ/\text{s}$ . Det gjør at denne informasjonen



vil være vanskelig å hente ut av støyen som er generert av prosjektilets aerodynamikk. [5] [6]

En videreutvikling av metoden Lucia(1995) er gjort ved å bruke en IMU med akselerometere som observerer sinuskurven til pitch-raten når prosjektilet spinner. Den kan også detektere en sinuskurve av Coriolisakselerasjonen på grunn av sammenhengen mellom hastighetsvektoren og prosjektilets forandring i pitch-rate. Fasen til Coriolisakselerasjonen kan brukes til å estimere prosjektilets rullvinkel. Lindquist & Kreichauf (2008) bruker dette sammen med et filter for å dempe effekten av de aerodynamiske kreftene til prosjektilet som presesjon og nutasjon.[7]

En annen metode er å bruke magnetometere til å bestemme orienteringen, Rogers m.fl (2010), eller for å komplementere bruken av GPS og IMU ved å bruke magnetometere til å fjerne bias i estimatet, Pamadi & Ohlmeyer (2004). Magnetometere er attraktive på grunn av lavt strømforbruk, robust konstruksjon og lav kostnad. Det er imidlertid to hovedutfordringer ved bruk av disse i et spinnende prosjektil. Det ene er at et roterende prosjektil av metall vil påvirke magnetfelt rundt prosjektilet, hvor magnetometeret er plassert. Det andre er uavhengig av applikasjonen hvor bias, skalafaktor og feilinnretting i instrumentet vil ha en høy påvirkning på resultatet til estimatet. [8]

Bruk av IR-sensorer for å estimere rotasjonen enten alene eller for å supplere andre sensorer og gi en mere robust løsning, er også en metode som har blitt testet ut. IR-sensorene detekterer forskjellen i den infrarøde strålingen mellom bakken og himmelen. Bakken sin emissivitet er mye større og opptrer som "varm" i motsetning til himmelen noe som kan brukes til å gi informasjon om orienteringen og da særlig med hensyn på vertikalvinkelen. Dette er ingen ny idé og det har vært brukt blant annet på Jupiter-C raketten av NASA for å bestemme vertikalvinkelen ved "*re-entry*" til atmosfæren. Rogers, Castello & Hepner (2011) har plassert IR-sensorer rundt prosjektilet med lik avstand som gir en sinuskurve for hver sensor som et resultat når prosjektilet roterer rundt. Signalet vil være en funksjon av både roll og pitch. Pitch delen av signalet kan være utfordrende å skille ut ettersom det kan misstolkes som atmosfære og terrengforstyrrelser. Amplituden på signalet avhenger av både roll og pitch, samt værforhold, terrengformasjoner og skalafaktoren til sensoren. Det slås fast at flere sensorer øker nøyaktigheten på estimatet og at IR-sensorer viser et lovende potensial til å estimere orienteringen til roterende prosjektiler.[9]

For å spare vekt, plass og energiforbruk vil det være å foretrekke hvis man hadde oppnådd å estimere rullvinkelen kun ved bruk av GPS. Velde m.fl. (2011) skisserer to teknikker for å bestemme rullvinkelen til en roterende plattform ved bruk av GPS. Den ene er ved fasemålinger mellom to eller flere antenner og den andre er ved signalstyrkemålinger av GPS-signalet. Ved fasemålinger måles differansen i fasen til et satellittsignal mellom to antenner som er plassert på prosjektilet. Antennene er montert rundt spinnaksen og peker i forskjellige retninger. Differansen i fasen er relatert til forskjellen i avstanden mellom de to antennene og satellitten. Ved høy spinnhastighet, høy hastighet og kort flytid, er det lite trolig at mottakeren vil oppnå fasemåling. Den andre metoden som baseres på signalstyrkemålinger bruker kun en antenne og når objektet roterer vil det mottatte GPS signalet variere med tiden. Styrken på det mottatte signalet er sterkest når antenne peker mot satellitten. Satellittens retning og posisjon er kjent og denne informasjonen benyttes til å bestemme rullvinkelen til objektet.[10]

Metoden med signalstyrkemålinger til Velde m.fl.(2011), baserer seg på de samme prinsippene som blir undersøkt i denne oppgaven. I denne oppgaven brukes GPS til å bestemme startpunktet for vinkelmålinger fra INS, mens Velde benytter kun GPS-målinger. Velde tar heller ikke hensyn til kvaliteten på bidraget fra de forskjellige satellittene. Satellittenes posisjon i forhold til rullaksen og elevasjon, har betydning for nøyaktigheten til estimering av rullvinkel. Dette blir drøftet i kapittel 4.3.4.

## 3.2 Oppsummering

Det gir store fordeler hvis alle navigasjonsfunksjonene og ”*Up-finding*” -kapasiteten kan inkluderes i GPS-mottakeren som allerede er implementert i styringsmekanismen. Dette forenkler applikasjonen ved å reduserer kostnadene, minsker bruken av plass og begrenser strømforbruket. Bakdelen ved bruk av en sensor til alle funksjonene er at systemet vil bli mindre robust og det vil være mye ekstra informasjon som ikke vil bli benyttet og går til spille. En navigasjonsløsning som baserer seg på bruk av GPS vil føre til at konsekvensene av jamming blir stor og en implementering av anti-jamme-kapasitet er avgjørende. Likevel betraktes fordelene ved bruk av en løsning hvor GPS brukes større en bakdelen.

Videre i oppgaven vil signalstyrkemålinger av GPS-signalet bli undersøkt. Oppgaven begrenses til å undersøke om signalstyrkemålinger kan brukes til å estimere rullvinkelen og angi nøyaktigheten på estimeringen.

# Kapittel 4

## Bruk av GPS med støtte av INS til rullvinkel estimering

Et globalt navigasjon satellitt system (GNSS) er en betegnelse på satellittnavigasjonssystemer som innbefatter det amerikanske Global Positioning System (GPS), det russiske Globalnaya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema (GLONASS), det europeiske Galileo og det kinesiske BeiDou. Per i dag er det kun GPS og GLONASS som er fullt operativt.

I denne oppgaven er det brukt signalstyrkemålinger fra GPS sammen med vinkelmålinger fra treghetsnavigasjon (INS) til å estimere rullvinkelen til et roterende prosjektil. I kapittel 4.1 og 4.2 er det en generell beskrivelse av GPS-systemet og INS. Hva som er viktig for bruk av disse til estimering av rullvinkel i et prosjektil er belyst i 4.3.

### 4.1 GPS

GPS er et satellittbasert radionavigasjonssystem basert på gangtiden satellittsignalet bruker fra en satellitt til en mottaker. Tiden brukes til å beregne avstanden, samtidig som satellittsignalet inneholder satellittenes posisjon. Ved å kombinere avstanden og flere satellitters posisjon, bestemmes posisjonen til mottakeren. Mottakeren trenger signaler fra minimum fire satellitter for å bestemme sin posisjon. Tre satellitter for å estimere posisjonen i lengde, bredde og høyde, og en

fjerde satellitt for å estimere klokkefeil i mottakeren. Satellittene inneholder svært nøyaktige klokker i motsetning til mottakeren som har vanlige kvartsur, det gjør det nødvendig med en fjerde satellitt for å estimere klokkefeilen.

### 4.1.1 Oppbygning av GPS-systemet

#### Romsegment

Satellittkonstellasjonen til GPS består av 27 satellitter (nominell)<sup>1</sup> fordelt på 6 baneplan med 4 satellitter i hver bane. Baneplanene har en inklinasjon på  $55^\circ$  og er nær sirkulære baner med en høyde på ca. 20 200 km over jorden. Omløpstiden er halvparten av et siderisk døgn (stjernerøgn) 11 timer og 58 minutter, geometrien til satellittene vil gjenta seg hvert stjernerøgn. Satellittene er plassert slik for at fire eller flere satellitter skal være synlig til enhver tid, og med god geometri fra et hvert sted på jorden.[11]

#### Kontrollsegment

Kontrollsegmentet består av en hoved kontrollstasjon i Colorado Springs, USA, og flere monitoreringsstasjoner og bakkeantenner spredt rundt på kloden. Kontrollsegmentets oppgave er å oppdatere navigasjonsmeldingen til satellittene, og drifte og vedlikeholde systemet. Monitorerings stasjonene følger og logger data fra hver satellitt. Disse dataene blir videresendt til master stasjonen som estimerer og predikerer; bane- og klokke-parametre for alle satellittene. Denne informasjonen blir lastet opp til satellittene ved hjelp av bakkeantennene.

#### Brukersegment

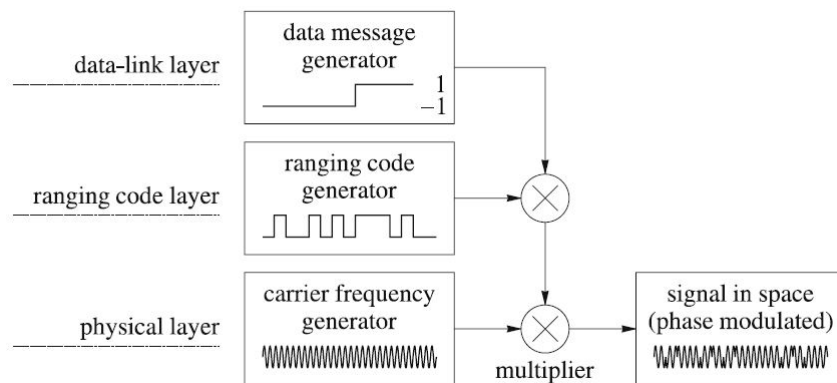
Brukersegmentet består av alle mottakere som er designet for å motta, dekode og prosessere satellittsignalene fra GPS. GPS skal gi nøyaktig og pålitelig informasjon om posisjon, hastighet og tid, for alle brukere på land, til vanns, i luften, og i rommet til enhver tid under alle værforhold.

---

<sup>1</sup>31 stykker 27.04.2015. De resterende satellittene blir brukt til å øke nøyaktigheten til systemet.

## 4.1.2 Signalstruktur

GPS signalet er bygd opp av tre deler; bæreølgen, PRN-koden og navigasjonsmeldingen.



**Figur 4.1:** Oppbygging av GPS-signalet. [12]

### Bæreølgen til signalet

Bæresignalet er basert på fundamentalfrekvensen,  $f_0 = 10.23$  MHz til atomklokkene ombord i satellitten (Rubidium og Cesium klokker). En oversikt over signalene er gitt i tabell 4.1. PRN-koden og navigasjonsmeldingen er kombinert ved modulo2addisjon, og legges på bæreølgen ved hjelp av *binary phase shift keying* (BPSK). BPSK faseforskyver signalet  $180^\circ$  hver gang det skjer en forandring i den binære verdien. Dette vises i siste boks ned til høyre i figur 4.1.

| Link | PRN-kode      | Faktor ( $\times f_0$ ) | Frekvens [MHz] | Bølgelengde [cm] |
|------|---------------|-------------------------|----------------|------------------|
| L1   | C/A<br>P<br>M | 154                     | 1 575.42       | 19.0             |
| L2   | P<br>M        | 120                     | 1 227.60       | 24.4             |
| L5   | L5I<br>L5Q    | 115                     | 1 176.45       | 25.5             |

**Tabell 4.1:** En forenklet oversikt over signalstrukturen til GPS. L3 og L4 blir brukt til nuclear detection system (NDS) og NDS analysis package (NAP). Samt at det finnes flere PRN-koder som enten er modulert på de forskjellige signalene eller vil bli det i fremtiden. [12]

## PRN-kode

For å kunne bestemme avstanden til satellittene benytter GPS *pseudo random noise* (PRN)-koder. Dette er sekvenser med binære verdier som har en tilsynelatende *random* karakter, men som kan identifiseres entydig. Hver satellitt har sin egen unike kode noe som gjør at satellittene kan identifiseres selv om alle sender på samme frekvens. Denne teknikken heter *code division multiple access* (CDMA), og brukes i motsetning til *frequency division multiple access* (FDMA) i GLONASS-systemet hvor hver satellitt sender på hver sin frekvens.

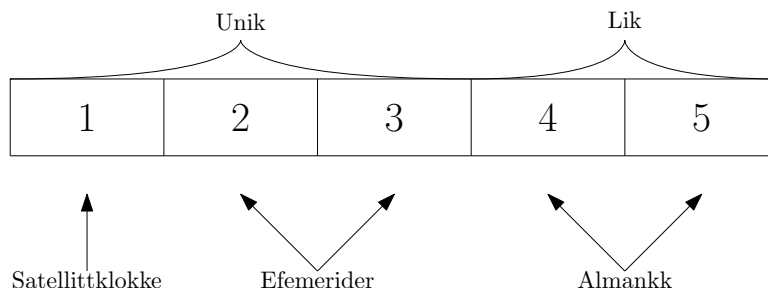
For å bestemme forplantningstiden til satellittsignalet brukes en lik kodesekvens i mottakeren som PRN-koden fra satellitten. Denne sekvensen sammenlignes med den mottatte PRN-koden fra satellitten til maks korrelasjon er oppnådd. På grunn av klokkefeil og ionosfære/troposfære blir den beregnede avstanden benevnt som en *pseudoavstand*.

Det originale GPS-designet bestod opprinnelige av to koder til avstandsmåling *Coarse/Acquisition*(C/A) og *Precision*(P). C/A-koden er modulert på L1-frekvensen og er tilgjengelig for sivile brukere, har en chiplengde på 300 m. P-koden er modulert på både L1- og L2-frekvensen. Den er kryptert med en Y-kode som kun er tilgjengelig for militært og autorisertpersonell. P-koden har en bølgelengde på 30 m. M-kode er en ny militær kode som er modulert på både L1 og L2. Den benytter seg av *binary overlay carrier* - BOC som er konsentrert, for å få en mer effektiv bruk av tilgjengelig båndbredde. Dette gir M-koden bedre navigasjons muligheter, bedre kryptering og bedre til å håndtere jamming. Det finnes også et sett and-

re koder; L1C, L2C, L5C, L5I, L5Q. Disse er eller vil bli implementert på nye satellitter og i tredjegenasjons GPS.[12] [13]

## Navigasjonsmelding - data i satellittsignalet

Navigasjonsmeldingen består av flere deler som inneholder status til satellittene, efemerider og almanakkdata. Hele navigasjonsmeldingen består av 25 rammer og hver ramme består av 5 subrammer. En ramme inneholder 1500 bit. Totalt 37 500 bit, og med en datarate på 50 bit/s tar det 12 minutter 30 sekunder å laste ned hele navigasjonsmeldingen. [12]



**Figur 4.2:** Viser de 5 subrammene. Subramme 1 - 3 er unik for hver satellitt, mens 4 - 5 er lik for alle.

Den første delen inneholder GPS-tid og -dato, samt satellittens status. Den andre delen inneholder efemerideparametre som er banedata gitt ved kepler element. Disse baneparametrene brukes til å beregne satellittens posisjon i rommet. Den siste delen består av almanakkdata som er lik for alle satellittene. Denne delen inneholder informasjon og status til alle satellittene i konstellasjonen, og en ionosfæremodell. Hvis en satellitt er ut av drift vil denne informasjonen ligge i almanakken. Almanakkdataene har en varighet på 180 dager i motsetning til efemerideparametrene som kun har en varighet på 4 timer.

### 4.1.3 Posisjonering

#### Kode og Fasemåling

Ved kodemåling utledes avstander fra måletiden mellom det mottatte signalet fra satellitten, og det mottaker-genererte signalet. På grunn av at denne avstanden er heftet med klokke feil og ionosfære/troposfære, omtales den som en pseudoavstand. Observasjonsligning for kodemåling

$$R_r^s(t) = \rho_r^s(t) + c\Delta\delta_r^s(t) \quad (4.1)$$

$R_r^s(t)$  er den målte pseudoavstanden mellom mottaker  $r$  og satellitt  $s$  ved tiden  $t$ .  $\rho_r^s(t)$  er den geometriske avstanden mellom mottakeren og satellitten.  $c$  er lyshastigheten.  $\Delta\delta_r^s(t)$  er klokkebias som er feil i tid mellom mottaker og satellittklokken.[14]

En annen metode å måle pseudoavstanden, er å måle fasen til bærebølgen. Bærebølgen har betydelig kortere bølgelengde enn kodeelementene noe som fører til høyere nøyaktighet. Det oppstår imidlertid en flertydighet ettersom avstanden til satellitten består et stort antall bølgelengder. Flertydigheten løses ved å måle faseforskjellen mellom to og to satellitter, og sammenligne disse med lignende målinger fra en annen mottaker med kjent posisjon. Dette omtales som dobbeldifferanse. Observasjonsligningen for fasemåling

$$\Phi_r^s(t) = \frac{1}{\lambda}\rho_r^s(t) + \frac{c}{\lambda}\Delta\delta_r^s(t) + N_r^s \quad (4.2)$$

$\Phi_r^s(t)$  er den målte fasen til bærebølgen i sykluser.  $\lambda$  er bølgelengden. Observasjonsligningen er lik som ved kodemåling, men med et ekstra ledd,  $N$ , som er faseflertydigheten.

Nøyaktigheten på pseudoavstanden er avhengig av lengden på kodesekvensen eller bølgelengden til signalet. En tommelfingerregel er at nøyaktigheten er på ca. 1 % av kodelengden/bølgelengden.[12]



|            |                   |                             |            |
|------------|-------------------|-----------------------------|------------|
| C/A - kode | $\lambda = 300m$  | $\delta = 300m \times 0.01$ | $= 3m$     |
| P - kode   | $\lambda = 30m$   | $\delta = 30m \times 0.01$  | $= 0.3m$   |
| Fase       | $\lambda = 0.30m$ | $\delta = 0.3m \times 0.01$ | $= 0.003m$ |

**Tabell 4.2:** Tommelfingerregel for nøyaktigheten til kode og fasemåling.

Tabell 4.2 viser forskjellen i nøyaktighet mellom C/A- og P- kode. Ved måling med C/A-kode kan det normalt forventes en nøyaktighet på 3-5 m i grunnriss, og 6-10 m i høyde (faktor 2). Største feilkilder er atmosfæriske forsinkelser (ionosfære, troposfære), feil i navigasjonsmeldingen (satellittklokkekorreksjoner og satellittkorreksjoner) og stedsavhengige effekter (multipath, målestøy). Med fasemåling kan det forventes en nøyaktighet på centimeter nivå.

#### 4.1.4 Feilkilder

Pseudoavstandene er påvirket av systematiske feil og støy. Disse kan klassifiseres i grupper; satellittrelaterte feil, signalforplantnings feil og mottaker feil. Noen av disse kan enten fjernes ved differering eller ved å bruke modeller som redusere de.

| Kilde              | Effekter   |
|--------------------|--|
| Satellitt          | Klokkebias<br>Banefeil                                 |
| Signalforplantning | Ionosfærerefraksjon<br>Troposfærerefraksjon            |
| Mottaker           | Antenne fasesentervariasjon<br>Klokkebias<br>Multipath |

**Tabell 4.3:** Avstandsbiases [12]

#### Klokkebias

GPS måler tiden satellittsignalet bruker mellom satellitten og mottakeren for å estimere avstanden. Satellittsignalet forplanter seg gjennom rommet med lysets hastighet. Det gjør at korrekte tidsmålinger er en svært viktig faktor for å oppnå god nøyaktighet. Det kan vises ved å multiplisere lyshastigheten med en tenkt tidsfeil som gir en feil i avstanden.  $300\,000\,000\text{ m/s} \times 3 \times 10^{-9}\text{ s} = 0.9\text{ m}$ . En feil

på 3 nanosekund vil gi en en avstandsfeil på nesten 1 meter.

Satellittene inneholder presise rubidium og cesium klokker for å sikre nøyaktig tid. Disse er ikke praktisk mulig å implementere i mottakerne på grunn av pris og størrelse. Mottakerklokkene må derfor enten differensieres bort, eller estimeres sammen med posisjonen. Klokkene i satellitten vil også være befestet med en klokke-drift som modelleres.

Satellittnavigasjon er et av få systemer hvor relativistiske effekter påvirker bruken til daglig. Disse er så store at uten å korrigere for disse vil systemet være ubrukelig. Satellittklokkene forsinkes av satellittens høye hastighet, mens avstanden til jordens gravitasjonsfelt vil øke klokkenes frekvens. Den spesielle relativitetsteorien predikerer at frekvensen til klokkene i satellitten vil være lavere enn på jorden på grunn av satellittens hastighet. Det resulterer i en forsinkelse på nesten  $7 \mu\text{s}$  daglig. Samtidig predikerer den generelle relativitetsteorien at satellittklokkene vil gå  $47 \mu\text{s}$  raskere enn på jorden på grunn av avstanden til jordens gravitasjonsfelt. Dette gir en netto økning i hastigheten til satellittklokken på  $38 \mu\text{s}$  per dag som er et resultat av de relativistiske effektene.[15]

## Banefeil

Det vil være en liten forskjell på de predikerte efemeridene og den faktiske satellittbanen. Selv om GPS-satellittene går i en høy bane rundt jorden vil den påvirkes av forandringer i jordens tyngdefelt. Dette gjør at gravitasjonskreftene vil trekke litt i satellitten. Gravitasjonskrefter fra månen og solen, samt trykk fra solens stråling vil også påvirke satellittens bane.

## Antennens fasesentervariasjon

Antennens fasesenter er et punkt hvor alle de mottatte satellittsignalene treffer antennen. I en ideell verden ville dette punktet ha vært likt for alle signalene, men i virkeligheten vil hvert signal ha sitt eget fasesenter. Antennefasesenteret varierer med elevasjon, asimut, og styrken på det mottatte signalet, samtidig som det er frekvens avhengig. Det er derfor definert et geometrisk punkt på hver antenne som den refererer til, kalt *antenna reference point* (ARP). ARP er definert som gjennomsnittet av alle treffpunktene til de mottatte signalene i antennen. For å oppnå høy-precise målinger må man ta hensyn til forskjellen mellom ARP og det punktet

signalet treffer. Det gjøres ved kalibreringer enten i laboratorium, relativ en referanseantenne, eller ved absolutt kalibrering hvor man gjør målinger over et lengre tidspunkt med forskjellige satellittkonstellasjoner.[12]

## **Ionosfære**

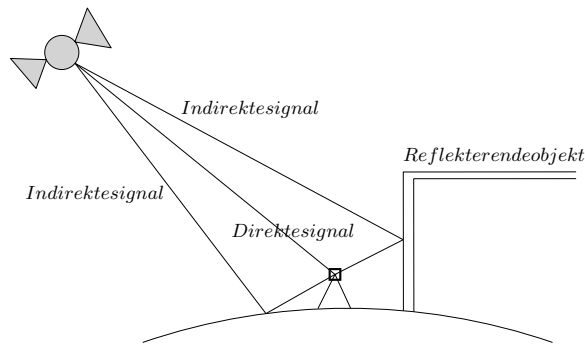
Ionosfæren består av flere lag som ligger 50-1000 km over jordens overflate. Oppstår når høyenergi UV-lys fra solen entrer ionosfæren og slår av et elektron fra et atom slik at det oppstår ioniserte gasser. Tettheten varierer med årstiden og tid på dagen. Solas elevasjon er en viktig faktor for å anslå tettheten på disse lagene. Når satellittsignalene forplanter seg gjennom atmosfæren vil ionosfæren bremse signalene. Feilen kan være på flere ti-talls meter og satellitter med lav elevasjon er mer påvirket.[12] Ionosfæren er et dispersjonsmedium slik at dempingen er frekvensavhengig. Det gjør at ved bruk av to-frekvent mottaker kan feilen elimineres. Det kan også benyttes modeller for å redusere ionosfærens påvirkning, men disse vil ikke fjerne feilen helt.

## **Troposfære**

Troposfæren er den delen av atmosfæren som inneholder alle værphenomener, og opptre 0-50 km over jordens overflate. Endringer i temperatur, trykk og fuktighet, forsinker signalet og påvirker styrken på det mottatte signalet. Troposfæren deles inn i en tørr (0-10 km) og en våt del, hvor 90% av refraksjonen kommer fra den tørre delen som utgjør en høyere andel. Feilen i den tørre delen ligger på 2-3 m i zenit og øker opp mot 10 m for satellitter med lav elevasjon hvor signalet må gå gjennom en større del av troposfæren. Feilen i den våte delen ligger i størrelsesorden rundt 10 cm, og det er utfordrende å måle innhold av vanndamp noe som gjør den vanskelig å modellere, kan estimeres samtidig med koordinatene, men dette øker måletiden.[12]

## **Multipath**

Multipath oppstår når signalet først treffer et annet objekt før det blir reflektert tilbake til antennen. Det oppstår interferens med det riktige signalet noe som fører til at målingene alltid blir for lange og gir feil posisjon.

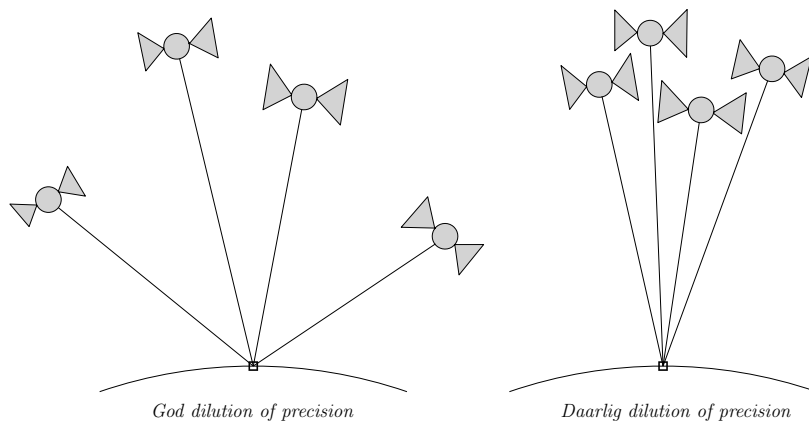


**Figur 4.3:** *Multipath.*

Figur 4.3 viser hvordan multipath oppstår. Ved lav elevasjonsvinkel vil refleksjoner fra omkringliggende objekter forekomme oftere. Elevasjonsvinkel, endring i mottakerens høyde, og målinger med kort observasjons tid øker faren for multipath. Ved kodemåling kan multipath gi en feil på 10-20 m, mens ved fasemåling under gode forhold med kort baselinje og lang observasjonstid vil det kun gi en feil på 1 cm, men vil øke faren for fasebrudd.[12] Multipath kan reduseres ved å være kritisk til hvor antenne settes opp og ved å ta hensyn til satellittkonstellasjonen. Bedre antennedesign, mottaker teknologi sammen med signal og dataprosessering vil også kunne reduser feil fra multipath.[12]

#### 4.1.5 Dilution of precision

DOP - *Dilution of precision*, er et kvalitetsmål på geometrien til de synlige satellittene. Geometrien til satellittene er en viktig faktor for å sikre god kvalitet på målingene med GPS. DOP-verdien viser hvordan geometrien påvirker presisjonene til resultatet. Den forandres kontinuerlig på grunn av satellittenes bevegelser i forhold til mottakeren, og gir en umiddelbar presisjonsfaktor. DOP er det geometriske bidraget til usikkerheten i en posisjonsbestemmelse ved GPS-måling. Stor spredning på satellittene gir bedre presisjon på målingene og en lavere verdi. Som vises i figur 4.4



**Figur 4.4:** *Dilution of precision.*

I områder med mye terreng og andre hindringer som kan hindre sikten til satellittene som fører til at antall satellitter reduseres, er det enda viktigere at de gjenværende satellittene har god geometri for å oppnå best mulig kvalitet på målingene. God geometri, men dårlig sikt kan forekomme. Satellitter under horisonten er ikke synlig, og bidrar derfor ikke til geometrien. Fly og romfartøy kan på grunn av sin høyde dra nytte av satellitter som ligger under horisonten. Vertikal DOP er generelt høyere (dårligere) enn den horisontale DOP-verdien da alle satellittene kun er plassert over mottakeren.[12]

#### 4.1.6 Feilkildenes innvirkning på estimering av rullvinkel

Ved estimering av rullvinkel brukes signalstyrken til GPS-målingene. Det er i hovedsak signalforplantningsfeil og mottakerfeil som vil påvirke signalstyrken til målingene. Satellittrelatertefeil vil være av mindre betydning for kvaliteten til målingene.

Det største feilbidraget kommer fra signalforplantningsfeil, og i hovedsak fra ionosfæren. Ionosfæren vil dempe signalet og direkte påvirke amplituden til det målte satellittsignalet. Satellitter med en lav elevasjon vil ha en lengre forplantningstid gjennom ionosfæren, som fører til en større demping av signalet. Troposfæren vil påvirke signalet på samme måte, men den relative feilen i forhold til ionosfæren er mye mindre.

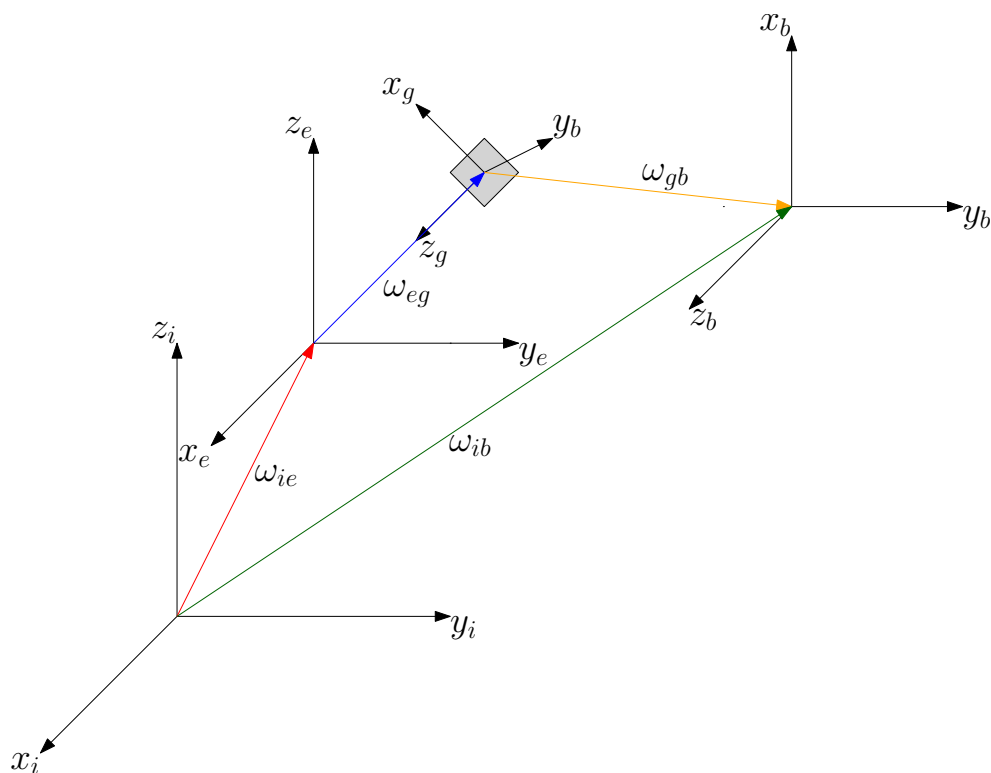
I de mottakerrelaterte feilene er det DOP-verdien til satellittene som har størst betydning, geometrien til satellittene er en viktig faktor ved estimeringen av rullvinkelen. Satellittens posisjon i forhold til prosjektilets rullakse vil bestemme hvor stort bidrag den vil gi i estimeringen. Dette er forklart mere inngående i kapittel 4.3.4. Antennens fasesentervariasjon vil ikke svekke signalstyrken til målingene, men kan i ytterste konsekvens påvirke satellittsignalets innfallsvinkel i antennen. Innfallsvinkelen til signalet brukes direkte til å bestemme rullvinkelen til prosjektilet. Multipath vil ha liten innvirkning på prosjektilet, men kan derimot påvirke nøyaktigheten i posisjonen til utskytningsstedet.

## 4.2 INS - Treghetsnavigasjon

INS - *Inertial navigation system* eller treghetsnavigasjon, anvender bevegelsesensorer og rotasjonsensorer for å bestemme posisjonen og orienteringen. Benyttes ofte sammen med andre navigasjonsløsninger som en støtte eller supplement. Vanlig å kombinere INS sammen med GPS, gjerne i situasjoner hvor satellittsignalene til GPS kan forsvinne for korte tidspunkt ved for eksempel tunneler, tettbebygde områder, eller når et fly svinger kraftig. Fordelen med å bruke INS sammen med GPS er at de utfyller hverandre. INS med sin høye observasjons rate typisk rundt 300 Hz og GPS med sin mye lavere observasjons rate på rundt 1 Hz. Gjør at INS bidrar med målinger mellom hver GPS-måling og korrigerer GPS-målingene ved for eksempel multipath eller fasebrudd. Samtidig som GPS sørger for å oppdatere INS for å unngå drift i systemet.

### 4.2.1 Referanserammer

Alle treghetssensorer referer til et inertial system, mens i navigasjonssammenheng er målet å bestemme objektets posisjon og hastighet i forhold til jorden. For å avlede objektets rotasjoner til jordsystemet - kreves det en rotasjonstransformasjon mellom de ulike referanserammene. Figur 4.5 viser de ulike referanserammen. Treghetssensorene er plassert på objektet i *body-frame* opp til høyre og måler relativt til den inertielle rammen ned til venstre. De to andre rammene er jordsystemet og det lokalesystemet som ligger på jordoverflaten og er lokalt referert. Hvor  $\omega_{ib}$  måles,  $\omega_{gb}$  estimeres og  $\omega_{ie}$  er jordrotasjonen.



**Figur 4.5:** Referanserammer med rotasjonsvektorer

*i-frame* er den inertielle referanserammen. Her gjelder Newtons lover noe som innebærer at partikler som ikke utsettes for en kraft vil følge en rett linje med konstant hastighet. Origo er plassert vilkårlig, og aksene peker i tre tilfeldige retninger vinkelrett på hverandre. Alle treghetssensorer refererer relativt til denne inertielle rammen.[16]

*e-frame* eller ECEF (*Earth Centered Earth Fixed*) har origo i jordens massemiddepunkt. X-aksen peker gjennom skjæringspunktet mellom ekvator og null meridianen, og y-aksen sammenfaller med jordens rotasjonsakse. Roterer relativt til den initielle rammen med jordrotasjons hastigheten.

$$\omega_{ie}^e = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_{ie} \end{bmatrix}, \quad \omega_{ie} = 7.292115 \times 10^{-5} \text{ rad/s} \quad (4.3)$$

*g-frame* er definert lokalt, og er et toposentrisk system. Origo følger objektets bevegelse og roterer relativt til den inertielle rammen. X-aksen peker mot nord, y-aksen peker mot øst, og z-aksen sammenfaller med ellipse normalen og peker ned mot jordens senter. NED - north, east, down.

*b-frame*. I navigasjons sammenheng er målet å bestemme objektets posisjon og hastighet. Sensorene er plassert i objektet og bruker objektets massemiddepunkt som origo. X-aksen peker i fartøyets bevegelses retning, z-aksen ned og y-aksen står vinkelrett på disse for å angi et høyrehåndssystem. Rotasjonen rundt x-aksen, y-aksen og z-aksen er orienteringsvinklene roll( $\phi$ ), pitch( $\theta$ ) og yaw( $\psi$ ) som vist i figur 3.1.[16]

## Basisrotasjoner

Ved bruk av Euler vinklene kan orienteringen til et objekt beskrives( $\phi, \theta, \psi$ ). Ved å bruke disse kan vinkelforskjellen mellom to referanserammer beskrives og brukes til transformasjon. Rotasjonene er representert i enkeltmatriser og ved å multiplisere disse sammen til en resultat retningsmatrise som brukes til vinkeltransformasjon mellom de ulike systemene.

$$\mathbf{R}_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$\mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

$$\mathbf{R}_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

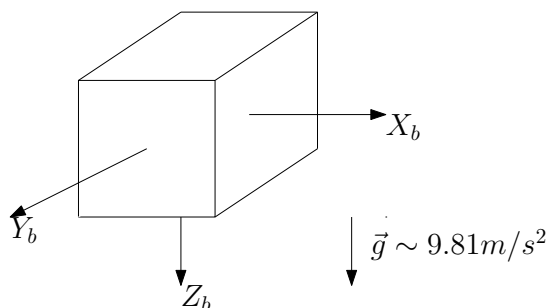
De kan multipiseres i forskjellige varianter, men i navigasjons sammenheng er  $\psi, \theta, \phi$  mest brukt.

$$\mathbf{R} = R(\psi)R(\theta)R(\phi) \quad (4.7)$$



## 4.2.2 IMU sensorpakke

IMU - *Inertial measurement unit*, er en sensorpakke som vanligvis består av 3 akselerometer og 3 gyroer, som måler i 3 akser normalt på hverandre. Akselerometerene observerer endringen i fart i akseretningene, mens gyroen observerer vinkelforandring per sekund (yaw, pitch og roll).



**Figur 4.6:** Akser *bodyframe*

### Montasje av IMU

IMU - er enten montert som *strapdown*-montasje eller som *gimball*-montasje. Ved gimball-montasje er IMUen festet på en gyrostabilisert plattform. En gimball-montasje består av tre ringer som er festet til hverandre hvor opphengsaksene ligger  $90^\circ$  fra hverandre og kan dreie fritt om aksefestene. Instrumentet festes på den innerste ringen og IMUen holder festeanordningen i ro selv om hovedplanet beveger seg. Det gjør at yaw, pitch og roll kan måles direkte fra vinklene på ringene. En bakside med gimball-montasje er at den består av mange mekaniske deler og det kan oppstå *gimball-lock* ved at to av de tre ringene blir innrettet med dreieaksen i et enkelt plan. Det fører til at plattformens orientering ikke lengere kan opprettholdes.

Ved bruk av strapdown-montasje festes instrumentet til chassiset i objektet. Det må gjøres en engangs oppretting slik at instrumentet er rotert til objektet *bodyframe*. Feil orientering i monteringen vil føre til en falsk akselerasjon i de andre aksene som vil få elementer av  $\vec{g}$  i akselerasjonen. Strapdown-montasje gir en indirekte kobling mellom gyroen og akselerometeret som fører til at gyroen oppdaterer rotasjons

matrisen til akselerometeret. Strapdown montasje brukes i nesten alle tilfeller ved bruk av IMU.

## **Instrumentdrift**

Alle treghetsnavigasjonssystemer lider av drift. Små feil ved måling av vinkelhastighet og akselerasjon, blir store når de integreres for å få posisjon og hastighet. Siden posisjonen beregnes på bakgrunn av den foregående posisjonen vil feilen i systemet akkumuleres for hver beregning. Dette fører til at systemet drifter med kvadratet av tiden. Derfor må posisjonen regelmessig oppdateres fra et annet navigasjonssystem, for eksempel ved bruk av GPS.

## **4.3 Bruk av GPS og INS i et prosjektil for estimering av rullvinkel**

I denne oppgaven benyttes signalstyrken til GPS-signalet med støtte fra INS for å estimere rullvinkelen. Det brukes vinkelmålinger fra et gyroskop som sammen med en GPS brukes til å finne startpunktet til vinkelmålingene. Metoden som blir brukt er beskrevet i kapittel 5.1 Metode. Det vil her bli gjennomgått bruk av GPS og INS som er spesielt i forhold til denne applikasjonen: Signalstyrken til GPS-signalet som brukes til å bestemme rullvinkelen. Antennens utforming som er viktig for mottak av signalet. Reaktivisering av GPS-mottaker etter at prosjektilet er skutt ut. ZDOP-satellitgeometri, vinkelmålinger og om jamming av satellittsignalet.

### 4.3.1 Signalstyrke

Signalstyrken er et mål på forholdet mellom signalet og bakgrunnsstøyen.

$$S/N = 10\log_{10} \frac{P}{N} \quad (4.8)$$

$S/N$  er signal-til-støyforholdet (*signal-to-noise ratio*),  $P$  er effekten til signalet (watt) og  $N$  effekten til støyen. Signal-til-støyforholdet uttrykkes i en logaritmisk skala med enhet desibel [dB]. Et forhold som er høyere enn 0 dB indikerer mer signal enn støy. Støyen beskrives som termisk støy (Johnson-Nyquist støy) hvor temperaturen angir bevegelsene til elektronene i mottakerkretsen og ikke temperaturen til selve mottakeren. Støyen kan modelleres som hvit støy og antas å være normalfordelt.

$$N_0 = kT \quad (4.9)$$

$$N = N_0 B_r \quad (4.10)$$

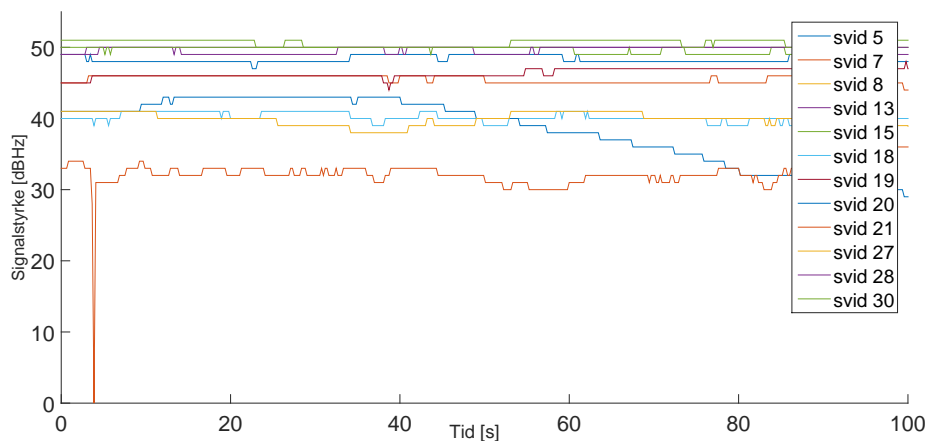
Støyen  $N$  er produktet av  $N_0$  som er effekttettheten til støyen,  $B_r$  som er båndbredden,  $k$  er Boltzmannskonstant [dBW/K/Hz] og  $T$  er temperaturen i kelvin [K]. For modulerte signaler hvor informasjonen er modulert ved enten fase eller amplitude, som satellittsignalene til GPS, uttrykkes dette som *Carrier to noise*

$$C/N_0 = 10\log_{10} \frac{P_r}{N_0} \quad (4.11)$$

$P_r$  er effekten til det mottatte signalet.  $C/N_0$  er signalforholdet til effekttettheten til støyen (*carrier-to-noise power density ratio*). Noe som viser at  $C/N_0$  er uavhengig av båndbredden (4.10) og referer til forholdet mellom signalstyrken og støy per 1 Hz båndbredde.  $C/N_0$  gir en indikasjon på kvaliteten til signalet uten å ta hensyn til mottakerens båndbredde og kan dermed raskt brukes til å si noe om kvaliteten på det mottatte signalet.

Signalstyrken til de forskjellige satellittene vil variere etter satellittens elevasjon og mottakerantennens vinning. Signalet fra satellitter med lav elevasjon vil ha en lengre reisevei enn signalet fra satellitter som står høyt på himmelen, som fører

til et større tap av signal. Vanlig effekt på et mottatt GPS signal er rundt  $-158.5$  dBW, og vanlig støy til mottakeren er  $-204$  dBW/Hz ved 290 K. Hvis det kun tas hensyn til signalstyrken og støyen, vil det gi en  $C/N_0$  på  $-158.5 - (-204) = 45.5$  dBHz.[17] Variasjonen i signalstyrken vil være på rundt  $\pm 5$  dBHz på grunn av satellittenes elevasjon. Dette stemmer godt overens med figur 4.7 som viser et opptak av signalstyrkenivået til GPS gjort ved Kjeller 31.03.15 midt på dagen. I figuren har de synlige satellittene en signalstyrke mellom 40 og 50 dBHz.[12]



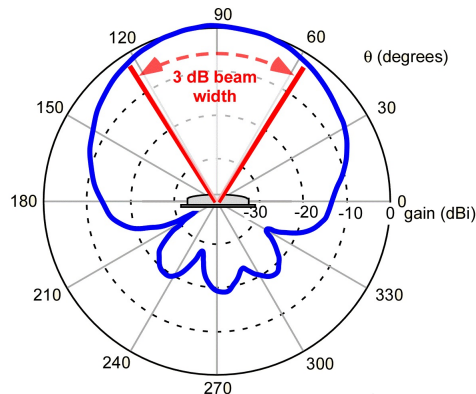
**Figur 4.7:** GPS Signalstyrkenivå,  $C/N_0$ , ved  $59^{\circ}58'N$   $11^{\circ}02'E$  ca. klokken 12.00

Figur 4.7 viser signalstyrken til de synlige GPS-satellittene ved gitt tidspunkt. Opptaket er gjort på  $59^{\circ}58'N$   $11^{\circ}02'E$ . Det er 12 satellitter som er synlig eller delvis synlig. Svid 20 (blå) er på vei ned under horisonten, og signalstyrken til den er fallende (30 dBHz ved 100s). Wellenhof (2008) karakteriserer et signal med en  $C/N_0$  under 34 dBHz som svakt.[12] Ettersom det er en logaritmisk skala vil en liten forandring i verdi være en stor forandring i effekt. Svid 21 (rød) har en signalstyrke rundt 34 dBHz gjennom opptaket. Den har en elevasjon på kun  $1^{\circ}$  og ligger dermed helt i horisonten og er kun delvis synlig.

### 4.3.2 Antennens strålingsdiagram

Mottakerantennen mottar de elektromagnetiske satellittsignalene og transformerer de til elektrisk strøm som blir sendt videre inn til mottakeren. Samtidig som den skal utelukke multipath og interferens fra andre signaler. Antennens vinning (*Gain*)

er et mål på antennens forsterkning av signalet i mottakerretningen og en funksjon av asimut og elevasjon.



**Figur 4.8:** Strålingsdiagram for en patch antenne. [18]

GPS-antennens strålingsdiagram har gjerne en soppformet-form med en dekning på rundt  $160^\circ$ . Med størst forsterkning i zenith og avtagende for signaler med lav elevasjon som vist i figur 4.8. Antennen har gjerne en lav eller ingen forsterkning under horisonten eller på en bestemt verdi, for å unngå at signaler reflekteres fra bakken.[18]

Antennens vinning har stor betydning for bruk til estimering av rullvinkel ettersom innfallsvinklene til satellittsignalene måles. Nøyaktigheten til disse målingene kan forbedres ved å kjenne antennens forsterkning i mottakerretningen. Ved å implementere antennens strålingsdiagram i estimeringen, er forsterkningen til antennen kjent for de ulike innfallsvinklene til de mottatte satellittsignalene.

### 4.3.3 Signal Acquisition - Reaktivisering av GPS-mottaker

Hvor lang tid GPS-mottakeren bruker på å finne satellitter etter start er avgjørende i dette tilfellet. TTFF - *time to first fix* er tiden mottakeren bruker på å motta satellittsignaler, laste ned navigasjons data og regne ut posisjonen. Faktorer som påvirker dette er om mottakeren har gyldig efemeride- og almanakk-data, styrken/kvaliteten på de mottatte signalene, og hvor lang tid og hvor stor avstand mottakeren har forflyttet seg siden siste fix. Starttiden varierer etter hvor man-

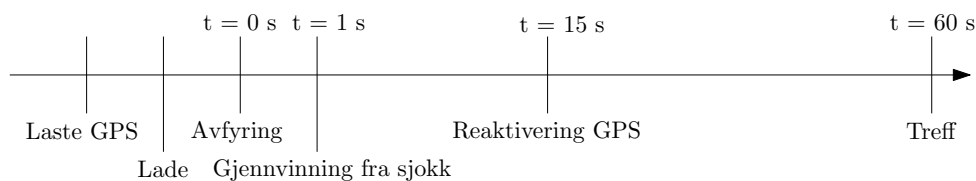
ge av disse faktorene som er oppfylt, og dels inn i tre startmodus; Varmstart, normalstart og kaldstart.

|                | Varm Start | Normal Start | Kald Start |
|----------------|------------|--------------|------------|
| Kjent posisjon | ✓          | ✓            | ✗          |
| Tid            | ✓          | ✓            | ✗          |
| Almanakk       | ✓          | ✓            | ✗          |
| Effemerider    | ✓          | ✗            | ✗          |

**Tabell 4.4:** *Start modus. Ved varmstart ligger all informasjon lagret i mottakeren når den skrues på, mens ved kaldstart er all informasjon slettet.*

Kaldstart forekommer når mottakeren er ny og har vært slått av over en lengre periode eller blitt transportert over en lengre distanse. Da må all navigasjons data lastes ned og mottakeren vil bruke 12.5 minutter for å laste ned oppdaterte almanakkdata. TTFF vil være mellom 12.5 og 15 minutter. Ved normalstart befinner mottakeren seg innenfor 100 km siden forrige fix posisjon og har vært aktivert innen de tre siste dagene, har gyldig almanakkdata, men mangler gyldige efemeride data for å få fix. Efemeride-parametrene er kringkastet hvert 30 sekund og har en varighet opptil 4 timer. TTFF vil da være mellom halvt til ett minutt. Ved varmstart har mottakeren gyldig efemeride og almanakkdata og har hatt fix innen de to siste timene. Dette gjør at mottakeren vil etablere fix innen kort tid. Ved tap av signaler for et kort tidsrom på grunn av tildekking eller lignende tap av sikt vil reaktiveringstiden være rundt 10 sekunder. [12] [11]

For bruk i et prosjektil er det viktig at GPS-mottakeren har så kort TTFF som mulig på grunn av kort flytid. Den vil bruke litt tid for å komme seg etter utskyting på grunn av de store kreftene den blir utsatt for i utskytingstidspunktet. Virketiden til GPS-mottakeren vil være rundt 45 sekunder, som vist ved tidslinjen i figur 4.9, mens den totale flytiden vil være rundt 60 sekunder. Mottakeren blir derfor lastet med all navigasjonsdata før utskyting for å oppnå en varmstart/reaktivering underveis i den ballistiske banen, for å etablere fix innen noen sekunder som har stor betydning for denne bruken.



**Figur 4.9:** *Tidslinje. Lucia(1995) [5]*

#### 4.3.4 ZDOP - Satellittgeometri for rullvinkel estimering

ZDOP er et mål på hvor god geometrien til satellittene er for å estimere rullvinkelen. Kvaliteten på bidraget fra hver enkelt satellitt er direkte avhengig av signalstyrken. Satellitter som har høy elevasjon og som står rett på rullaksen favoriseres og blir gitt en høyere vekt enn satellitter som ligger lavt i horisonten eller langs skyteretning. Dette på bakgrunn av at satellitter med høy elevasjon har høyere signalstyrke på grunn av at de ikke i like stor grad er påvirket av ionosfære/troposfære. Samtidig vil satellitter som ligger vinkelrett på rullaksen gi en bedre signalstyrkekurver som gjør at rotasjonen opptrer klarere i signalstyrkemålingene.

Med høy signalstyrke og tydeligere signalstyrkekurver er det betydelig enklere å fastslå ekstremalpunktene med høyere nøyaktighet. I motsetning til andre DOP-verdier hvor man ønsker en så lav verdi som mulig vil man her etterstrebe å få høye ZDOP-verdier ettersom disse blir brukt til vekting. Det er ikke kjent at ZDOP eller en lignende måte er brukt tidligere. Dette er noe som har blitt til gjennom diskusjon i forbindelse med denne oppgaven.

### 4.3.5 Vinkelmålinger fra INS

Det er brukt vinkelmålinger fra MEMS-gyroer (Mikroelektromekaniske systemer) til å måle rotasjonen til prosjektilet. Disse er små og rimelige enheter, som består av både elektriske kretser og mekaniske komponenter. MEMS-gyroer har en mye dårligere nøyaktighet enn tradisjonelle gyroskoper, men har en del andre egenskaper som gjør de egnet for bruk i et prosjekt. De er rimelige, har lavt strømforbruk, tar opp lite plass og tåler påkjenningen fra de store kreftene under utskytning. Ulempe med MEMS-gyroer er stor drift i målingene, sammenlignet med tradisjonelle gyroskoper vil de ha en betydelig drift over tid. Til bruk i et prosjekt vil dette ha mindre betydning på grunn av den korte flytiden til prosjektilet på 60 s.

### 4.3.6 Jamming av satellittsignaler

Signalene fra GPS-satellitter er veldig svake når de når frem til mottakeren noe som gjør de spesielt sårbare for interferens fra andre radio kilder. Tilsiktet interferens er signaler fra en sender, som sender radio signaler med høy effekt og med riktige signal egenskaper for å hindre andre signaler i et spesifikk geografisk område. Dette kalles *jamming* og svekker mottakersignalet og forringer nøyaktigheten til mottakeren. En annen metode er å kringkaster fiktive GPS signaler som har litt større effekt enn signalet fra GPS-satellitten. Det får mottakeren til å bestemme posisjonene til å være et annet sted enn den faktisk er, samtidig som koordinatene fremstår som vanlig. Benevnes som *spoofing* og unngås ved bruk av krypterte signaler. [19]

Jo høyere effekten på jammersignalet er jo større skade vil det gi og dekke et større geografisk område. De fleste kommersielle jammerne forårsaker interferens med signalet fra L1 båndet som er tilgjengelig for alle sivile brukere. Typisk båndbredde på signalet kan være rundt 20 MHz og påvirker direkte mottakerens  $C/N_0$  nivå. Det er stor sannsynlighet for at prosjektilet vil bli brukt i områder hvor det kommer til å bli utsatt for jamming. Anti-jamme funksjoner for å motvirke jamming dreier seg i hovedsak om software forbedringer i mottakeren og antenne forbedringer. Antennens forsterkning og fasemønster er avgjørende for å kunne gi resultater, selv under påvirkning av jammesignaler. [2]



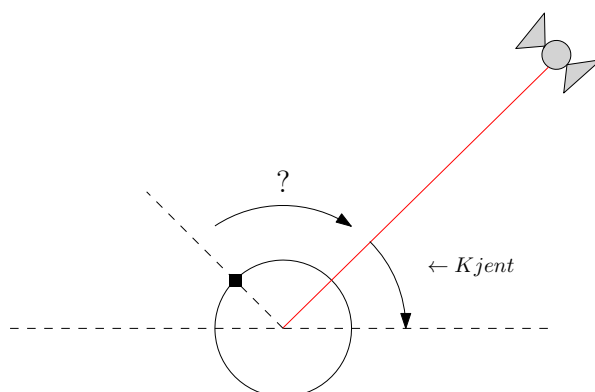
# Kapittel 5

## Forsøkdesign og beregninger

### 5.1 Metode

I denne oppgaven er det laget en metode for å estimere rullvinkel og rullvinkel-feil til et prosjektil med roterende antenne. Metoden har blitt bearbeidet og raffinert gjennom arbeidets gang og stadig forbedret.

Det blir brukt vinkelmålinger fra en IMU som viser rotasjonen til antennen, disse vinkelmålingene har imidlertid ukjent startpunkt. For å finne det ukjente startpunktet, brukes GPS som måler signalstyrken til satellittene som har kjent posisjon. Vist i figur 5.1. Ved å koble satellittenes kjente posisjon til rotasjonen oppnås det å bestemme hvor i rotasjonen prosjektilet befinner seg.



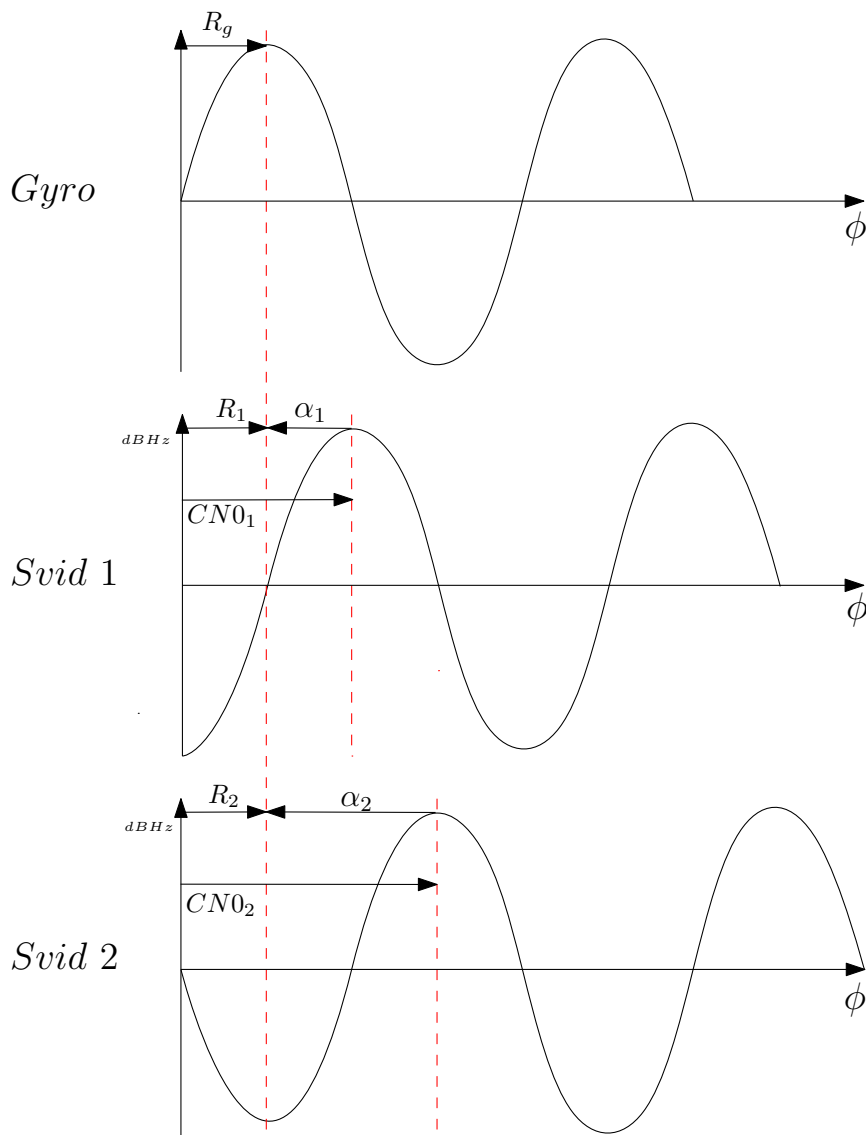
**Figur 5.1:** Viser et prosjektil bakfra som roterer med klokken. Med ukjent startpunkt og kjent posisjon til satellitten. Antennen som er merket på prosjektilet kan brukes som et referansepunkt til å bestemme hvilken vei som er opp på prosjektilet.

Hypotesen er at signalstyrken til en satellitt er sterkest når antennen peker rett satellitten. Ved en roterende antenne vil dette fremtre som en bølgetopp i signalet når antennen er rettet mot satellitten, og en bølgebunn når antennen peker bort fra satellitten. Signalstyrken til satellitten vil da arte seg som en sinuskurve når antennen roterer. Ved å kjenne posisjonen til bølgetoppene bestemmes rotasjonen til prosjektilet.

Satellittene er plassert rundt om på himmelhvelvingen noe som medfører at bølgetoppene til de respektive satellittene vil opptre til forskjellige tidspunkt etter hvor man befinner seg i rotasjonen. Ved å korrigere for satellittens posisjon på himmelen vil man kunne forskyve disse kurvene slik at topp- og bunn-punktene til satellittene sammenfaller (Figur 5.2). Deretter gjøres det en utjevning for hvert topp- og bunn-punkt som tar med alle de korrigerede signalstyrkemålingene for alle satellittene. Resultatet av denne utjevning vil være et estimat på rullvinkelen  $R(\phi)$ . Gyromålinger fra IMUen brukes som en fasit på rotasjonen i forsøket, ved å trekke i fra avstanden til nullpunktet eller startverdi til rotasjonen beregnes feilen til den estimerte rullvinkelen  $\Delta R(\phi)$ .

*Gyro* i figur 5.2 viser den faktiske rotasjonen til objektet. Ved første bølgetopp peker antennen rett opp og ved neste topp har objektet rotert en runde rundt sin egen akse. Kurven til *Svid 1* viser at *Svid 1* ikke står rett over antennen, men ligger litt ut på siden og dermed kommer toppen på signalstyrkekurven til *Svid 1* noe senere i rotasjonen enn i forhold til *Gyro*. Antennen må rotere litt for at antennen skal peke mot satellitten *Svid 1* og gi maks signalstyrke. *Svid 2* har en enda lavere elevasjon og vil dermed opptrer enda senere med maks signalstyrke. Ved å fortsette

rotasjonen og rotere forbi satellitten vil signalet igjen svekkes, og kurven vil arte seg som en sinuskurve.



**Figur 5.2:** Det integrerte gyrosignalet som er øverst viser den faktiske rotasjonen. Signalstyrkesignalet til Svid 1 og Svid 2 følger under.  $R$  er rullvinkel til satellitt i grader fra startpunkt  $\phi = 0$ ,  $\alpha$  er korreksjon for satellittens posisjon på himmelen i grader.  $CN0$  er lokasjonen til toppunktet til satellitt, i grader fra startpunkt  $\phi = 0$ .

Ved å korrigere hvert enkelt signal for satellittens posisjon på himmelen, blir rullvinkelen tilnærmet lik for et hvert tidspunkt for alle satellittsignalene, og dette brukes til å fastslå objektets orientering.

$$\begin{aligned}
 R_1 + \alpha_1 &= CN0_1 \\
 R_2 + \alpha_2 &= CN0_2 \\
 &\vdots \\
 R_n + \alpha_n &= CN0_n
 \end{aligned} \tag{5.1}$$

$R_n$  er rullvinkel til satellitt  $n$  i grader,  $\alpha$  er korreksjon for satellittens posisjon på himmelen i grader.  $CN0_n$  er lokasjonen til toppunktet til satellitt  $n$  i grader fra startpunkt  $\phi = 0$ . Observasjonsstørrelsene er gitt i 5.2, hvor rullvinkelen  $R_n$  er den ukjente som skal estimeres,  $\alpha$  er beregnet ut fra satellittenes posisjon som er kjent og toppunktet til signalstyrken til satellittene  $CN0_n$  måles.

$$\begin{array}{ccc}
 \begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ \vdots \\ R_n \end{bmatrix} & + & \begin{bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \\ \vdots \\ \alpha_n \end{bmatrix} & = & \begin{bmatrix} CN0_1 \\ CN0_2 \\ \vdots \\ CN0_n \end{bmatrix} \\
 \downarrow & & \downarrow & & \downarrow \\
 \text{ukjent} & & \text{kjent} & & \text{observasjon}
 \end{array} \tag{5.2}$$

Ut fra dette kan observasjonsligningen for å finne den ukjente rullvinkelen  $R$  utledes. Ved å flytte over  $\alpha$  slik at alle de kjente størrelsene er samlet, og den ukjente rullvinkelen  $R_n$  kan bestemmes. Dette gir observasjonsligningen (5.3).

$$R_{\phi,n} = CN0_n - \alpha_n \tag{5.3}$$

$$\Delta R_{\phi,n} = CN0_n - \alpha_n - R_g \tag{5.4}$$

Ligningen (5.4) angir feilen i rullvinkel  $\Delta R_n$  til hver satellitt i forhold til antennens rotasjon som er gitt ved gyrosignalet  $R_g$ . Etter korreksjonen for satellittens

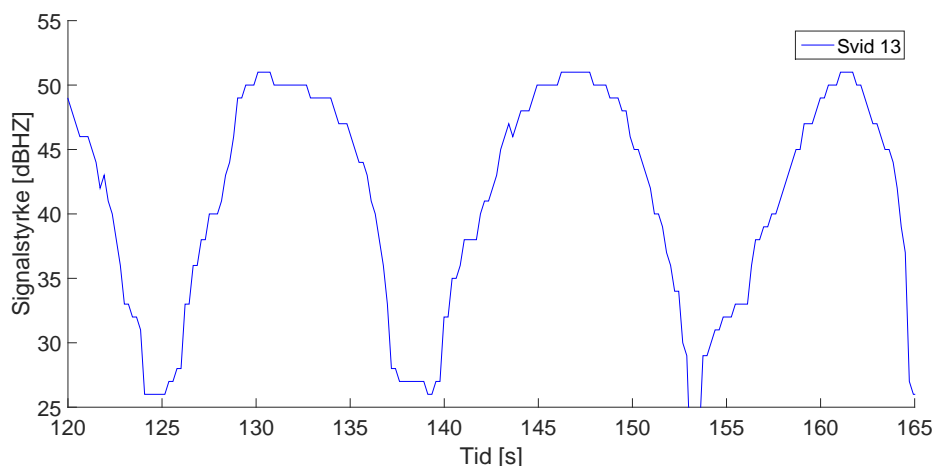
posisjon trekkes den kjente rotasjonen til gyrosignalet  $R_g$  i fra startpunktet  $\phi = 0$ , dette gir feilen i rullvinkelen. Gyrosignalet  $R_g$  brukes som en fasit på den korrekte rotasjonene til antennen.

## 5.2 Preprosessering av data

Før dataene er satt inn i observasjonslikningen og utjevning gjennomføres, er det utført noen preprosesseringssteg. Her vil disse stegene gjennomgås og forklares. Hvordan modellering av kurve til signalstyrkemålingene blir utført, hvordan forskyvningvinkelen  $\alpha$  blir regnet utfra satellittens posisjon og hvordan gyrosignalet blir bearbeidet.

### 5.2.1 Modellering av kurve til satellittsignal $C/N_0$

GPS-mottakeren logger signalstyrken til hver enkelt satellitt som carrier-to-noise ( $C/N_0$ ) fortløpende under hele forsøket. Disse måledataene blir hentet ut direkte ut fra GPS-filen for alle de synlige satellittene. De målte signalstyrkedataene er ujevne, noe som fører til at det er vanskelig å bestemme ekstremalpunktene til hver enkel satellitt nøyaktig. Det blir derfor laget en kurvetilpasning av dataene som gjør det mulig å bestemme topp- og bunnpunktene mer presist og som reduserer variansen i målingene.



**Figur 5.3:**  $C/N_0$  signalet til svid 13 som en funksjon av tid.

Dataene følger naturlig en sinuskurve på grunn av rotasjonen til antennen. Dette utnyttes ved kurvetilpasningen. Sinuskurven kan uttrykkes på formen (5.5), men for å forenkle uttrykket og for å unngå å estimere faseforskyvningen ( $\theta$ ) brukes den samme funksjonen på formen vist i (5.6).

$$f(t) = A0 + C1 \sin(\omega t + \theta) \quad (5.5)$$

$$f(t) = A0 + A1 \cos(\omega t) + B1 \sin(\omega t) \quad (5.6)$$

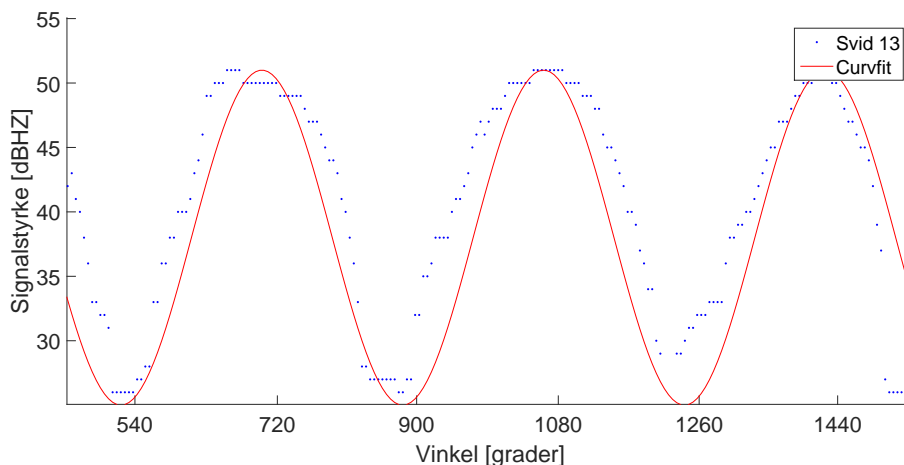
$A0, A1, B1, C1$  er koeffisientene,  $\omega$  er vinkelhastigheten og  $t$  som er tiden. For å estimere koeffisientene i (5.6) brukes minste kvadraters metode (MKM). MKM er en estimerings metode for å finne en sammenheng mellom de observerte verdiene og å velge den sammenhengen hvor avstanden mellom observasjonene og løsningen er minst mulig.[20] MKM løses på matriseform og matrisene vil i dette tilfellet bli

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \cos(\omega t_1) & \sin(\omega t_1) \\ 1 & \cos(\omega t_2) & \sin(\omega t_2) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & \cos(\omega t_n) & \sin(\omega t_n) \end{bmatrix} \quad z = \begin{bmatrix} sat_1 \text{ max} \\ sat_2 \text{ max} \\ \vdots \\ sat_n \text{ max} \end{bmatrix} \quad \hat{x} = \begin{bmatrix} A0 \\ A1 \\ B1 \end{bmatrix}$$

$A$  er designmatrisen,  $z$  er signalstyrkeobservasjonene fra GPS-mottakeren, og  $\hat{x}$  er koeffisientene som skal estimeres. Koeffisientene estimeres ved

$$\hat{x} = (A^T A)^{-1} A^T z \quad (5.7)$$

Ved å sette koeffisientene inn i (5.6) beregnes en glattere kurve som vist i 5.4. Hvor det er enklere å bestemme ekstremalpunktene.



**Figur 5.4:**  $C/N_o$  signalet til svid 13 med den kurvetilpassede grafen lagt på de målte  $C/N_o$ -målingene. Signalene er korrigert for satellittens posisjon, men opptrer fortsatt litt før den faktiske rotasjonene til antennen gitt ved  $x$ -aksen.

Ekstremalpunktene blir bestemt ut fra den kurvetilpassede kurven. Både topp- og bunn-punkt blir brukt for å øke datagrunnlaget. Uten den kurvetilpassede kurven ville bestemmelse av bunnpunktene vært svært vanskelig og unøyaktig. Noe som fremgår av figur 5.4 som viser at bunnpunktene til signalet er diffuse og udefinerbare, som en følge av refleksjoner fra område rundt antennen og selve antenne-diagrammets utforming. Det ble laget matlab-script for å lage kurvetilpassing til alle satellittene fra de målte signalstyrkesignalene og til å finne ekstremalpunktene til disse.

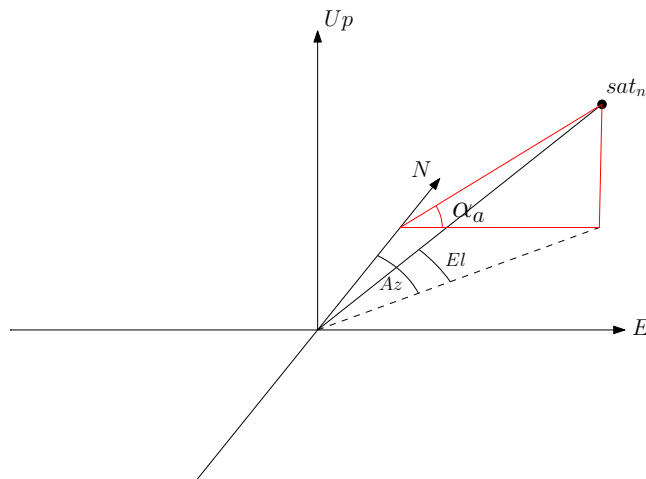
### 5.2.2 Alphavinkel $\alpha$

Forskyvningsvinkelen -  $\alpha$  regnes ut ved å dekomponere asimut ( $Az$ ) og elevasjon ( $El$ ) vinklene til hver satellitt inn i prosjektilets aksekors. Asimut og elevasjon blir hentet ut av almanakkdata i navigasjonsmeldingen som blir logget av GPS-mottakeren. I forsøkene blir dette gjort ved starten av forsøket og den samme  $\alpha$  - vinkelen blir brukt gjennom hele forsøkets lengde på grunn av at objektet er i ro, og vil ha konstant retning og elevasjon under hele tidsserien. Tidsseriene er alle på rundt 200 sekunders lengde, og satellittenes vinkelendring i dette tidsrommet er liten og blir ikke tatt høyde for. Asimut vinkelen fra almanakkdataene tar utgangspunkt i nord-retning, som korrigeres for rullaksens retning.

I virkeligheten brukes asimut og elevasjon for et tidspunkt. Flytiden til prosjektilet er så lav (60 s.) at satellittene bevegelse i dette tidsrommet betyr lite. Asimut og elevasjon korrigeres for prosjektilet retning og stigningsvinkel ved utregningen.

$\alpha$  finnes ved å dekomponere asimut og elevasjon vinklene som vist i ligning 5.8, og den korrigeres for at null punktet er rett opp ved 90 grader.

$$\begin{aligned}
 ela &= \sin(El) \\
 aza &= \sin(Az) \\
 \alpha_a &= \arctan\left(\frac{ela}{aza}\right) \\
 \alpha &= 90 - \alpha_a
 \end{aligned}
 \tag{5.8}$$

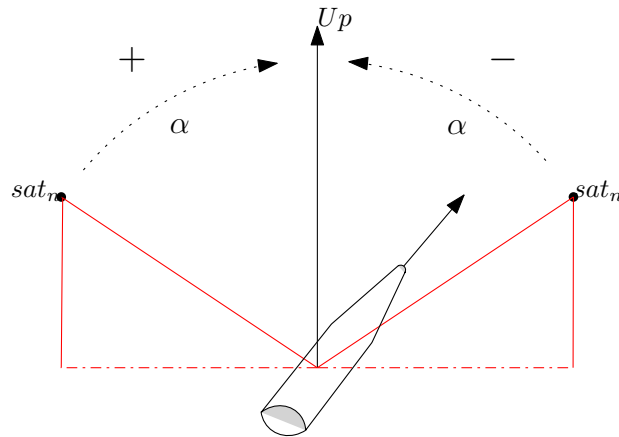


**Figur 5.5:** Dekomponeringen av asimut og elevasjon inn i prosjektilets aksekors. Viser en forenklet utgave av situasjonen med prosjektilet i origo, og skyteretning mot nord.

I figur 5.5 er situasjonen forenklet og skyteretningen er rett nord, og det forutsettes at rotasjonsretningen til objektet er med klokken. Det blir tatt høyde for hvilken kvadrant satellitten befinner seg i, noe bestemmer hvilken vei bølgetoppene til signalene skal forskyves. Det vil føre til at bølgetoppen til satellittsignalet for satellitter østenfor, kommer senere i rotasjonen, mens bølgetoppene til satellitter vestenfor kommer tidligere. Satellittene vestenfor blir da gitt en positiv  $\alpha$ -vinkel, de forskyves til høyre mot  $Up$ -aksen, mens satellitten østenfor får en negativ vinkel



og forskyves tilbake mot venstre for å sammenfalle med  $Up$ -aksen. Denne forskyvningen er vist i figur 5.6, hvor bølgetoppene blir visualisert som satellitter. Dette fører til at alle signalstyrketoppen samlokaliseres for det gitte tidspunktet.

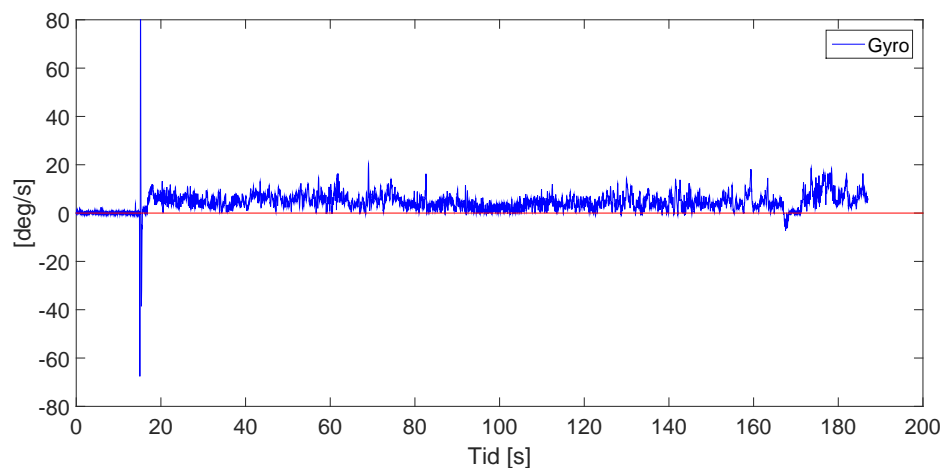


**Figur 5.6:** *Hvordan alphavinkel brukes for å korrigerer for satellittens posisjon.*

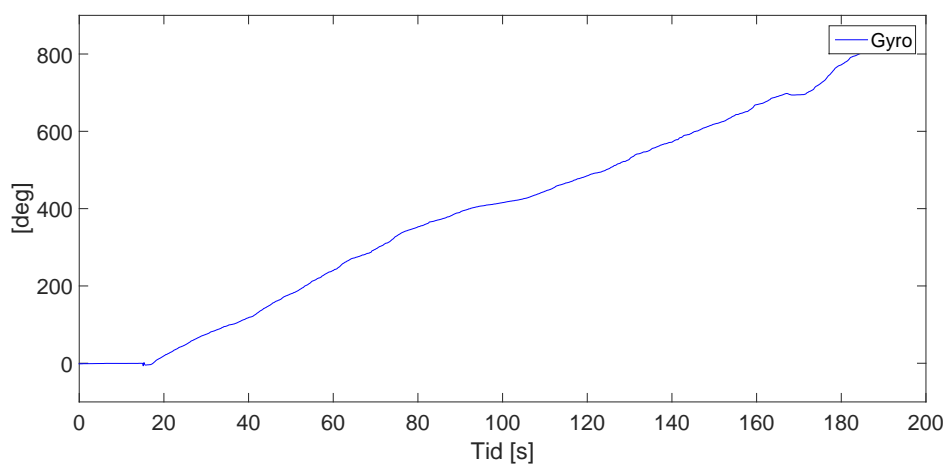
Uttak av asimut og elevasjon er gjort fra almanakkdata i matlab. Det er laget script som henter ut disse verdiene og beregner forskyvningsvinkelen  $\alpha$  til satellittene.  $\alpha$  blir videre brukt i observasjonsligningen for å forskyve satellittsignalene. Asimut og elevasjon i almanakkdata er angitt i hele grader.

### 5.2.3 Gyrosignal $R_g$

Gyroen logger den målte vinkelhastigheten til objektet [deg/s] gjennom hele forsøkets gang. Den har en offset som korrigeres i starten av forsøket ved å midle verdiene over et kort tidsrom når gyroen ligger i ro. Den midlede verdien trekkes fra dataene, før vinkelhastigheten integreres for å få vinkelen. Ved integrasjon legges det på et støyledd på dataen som vil gjøre at gyroen drifter med kvadratet av tiden. I dette tilfellet skjer målingene over et så kort tidsrom at denne driften er ikke tatt hensyn til.



**Figur 5.7:** Vinkelhastigheten i  $x$ -aksen. Korrigert for offset ved å bruke data fra de første 10 s. Rotasjonene stater etter 16 s og det store utslaget etter 15 s er et resultat av et tilsiktet slag i akseretningen.



**Figur 5.8:** Den integrerte vinkelhastigheten for det samme signalet som i 5.7. Y-aksen viser antall grader rotert.

## 5.2.4 Synkronisering av tid

Tiden synkroniseres ved at tiden for GPS- og gyro-dataene sammenfaller i start-tidspunktet. IMUen refererer til lokal tid, mens GPS referer til GPStid. GPStid er en atomisk-tidsskala som er implementert i atomklokkene ombord i GPS-satellittene og GPS kontrollstasjonene. GPStid var satt til null ved klokken 0.00 06.01.1980.

På grunn av at jordrotasjonen bremses blir det fra tid til annen lagt til skuddsekund til lokal tid. Skuddsekund tilføres for at solen skal stå i sør klokken 12 UTC ved nullmeridianen på den nordlige halvkule. Disse skuddsekundene har ikke blitt lagt til klokkene i GPS-satellittene, som gjør at GPStiden er upåvirket av skuddsekundene. Siden 06.01.1980 har det i alt blitt lagt til 16 s. Noe som medfører at UTC (*Coordinated Universal Time*) - 16 s = GPStid. Lokal tid i Norge om sommeren er UTC + 2 timer. [15] [21]

## 5.3 Utjevning - Estimering av rullvinkel

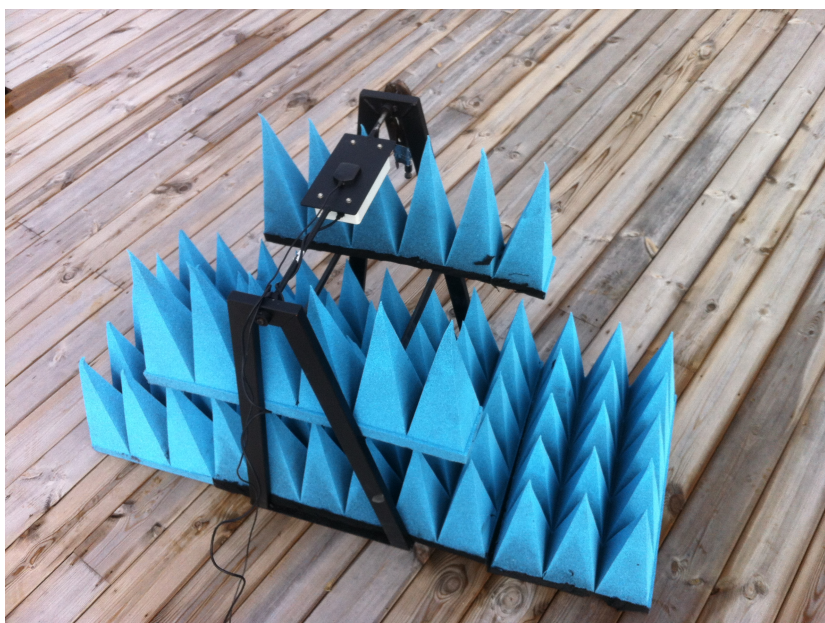
Estimeringen av rullvinkel skjer ved at alle de preprosesserte data hentes inn og settes inn i observasjonsligningen. Observasjonsligningen regner ut en rullvinkel  $R(\phi)$  for alle topp- og bunn-punktene til hver satellitt. Videre blir alle de utregnede rullevinklene utjevnet for hvert enkelt ekstremalpunkt slik at man får kun en verdi for hvert topp- og bunn-punkt. Utjevningen skjer ved minste kvadraters metode som i dette tilfellet i praksis betyr at man midler alle verdiene for hvert punkt.

Midlingen av alle verdiene skjer på grunn av at estimeringen av rullvinkelen er avhengig av faseforholde mellom de mottatte signalene. Faseforskjellen mellom signalene er tildels store og det er i dette tilfellet brukt et middel av disse for å bestemme rullvinkelen. Ved en utvikling av ZDOP kan denne brukes som en vekt i utjevningen, den styrker bidraget fra de beste satellittene som vil gi en bedre estimering av rullvinkel.

Utjevningen blir utført av et hovedprogram i matlab som kjører alle de andre matlab-scriptene. Hovedprogrammet setter verdiene fra disse under-programmene inn i observasjonsligningen, og estimerer en rullvinkel for hver topp og bunn i forsøket.

## 5.4 Forsøksutforming - Opptak av måledata

Alle forsøkene ble utført ved bruk av en rigg som simulerer et prosjektil med spinn rundt sin egen akse. En GPS-antenne og en IMU ble montert til akslingen på riggen, slik at de kunne roteres fritt rundt og simulerer et roterende prosjektil. Instrumentene som ble bruket var en GPS-mottaker med patch-antenne og en 3-akset IMU. Disse er spesifisert i kapittel 5.4.2 og 5.4.3. For å logge dataene fra GPS og IMU ble det brukt en Panasonic Toughbook.



**Figur 5.9:** Forsøksrigg. Patch-antennen er montert på IMUen. De blå "kremmerhusene" er dempningsmatter som motvirker signalrefleksjon når antennen peker ned.

### 5.4.1 Forsøk

Det ble foretatt opptak av data ved to forskjellige anledninger som tilsammen utgjorde 10 enkeltvis forsøk. Hvert forsøk hadde en varighet på rundt 200 sekunder grunnet IMU sin øvre grense på 50 000 observasjoner. Før hvert forsøk ble klokkene mellom GPS og IMU synkronisert. Rigger ble vatret opp slik at GPS-antennen var horisontalstilt og pekte rett opp. Rigger ble innrettet etter et kjent referansepunkt, slik at retningen til rullaksen er kjent. Referansepunktets retningen er bestemt med en nøyaktighet på  $0.1^\circ$ . Dette ble gjort for å kunne bestemme retningen på rullak-

sen med hensyn til satellittkonstellasjonen. Forsøkene ble utført med forskjellige rotasjonshastigheter for å se om dette har innvirkning på resultatet. Forsøkene er gjengitt i tabell 5.1.

| Dato     | Forsøk nummer | Forsøk  |
|----------|---------------|---|
| 27.11.14 | 1             | 2 omdr. 190 s   |
|          | 2             | 1 omdr. 190 s   |
| 31.03.15 | 1             | 3 omdr. 180 s   |
|          | 2             | 1 omdr. 180 s   |
|          | 3             | 6 omdr. 180 s   |
|          | 4             | 6 omdr. 90 s  |
|          | 5             | 12 omdr. 180 s  |
|          | 6             | 2×30s, 2×15s,<br>1×30s, 1×60s, Varierende hastighet, totalt 180 s |
|          | 7             | 1 omdr 180 s  |
|          | 8             | 1 omdr 180 s  |

**Tabell 5.1:** *Forsøkene har en konstant omdreiningshastighet, unntatt nr. 6 som har forskjellige omdreiningshastigheter i opptaket.*

## 5.4.2 GPS-mottaker

GPS-mottakeren som ble benyttet var U-Blox 6 Evaluation kit, EVK-6T-0. Sammen med en patch-antenne fra samme merke. Mottakeren ble satt til å logge meldingene i ublox-formatet NAV-SOL og NAV-SVINFO (vedlagt). NAV-SOL logger blant annet; tid og posisjon, mens NAV-SVINFO logger signalstyrken  $C/N_0$ , azimuth og elevasjon til satellittene. Mottakeren ble satt til en observasjons rate på 5 Hz. (Datablad vedlagt)

## 5.4.3 IMU

IMUen som ble benyttet var Analog Devices ADIS160405. Denne inneholder et 3-akset gyroskop og et 3-akset akselerometer av typen MEMS. Sammen med et 3-akset magnetometer som ikke ble benyttet. Under forsøkene ble det logget data for alle aksene til gyroskopet og akselerometeret med en observasjons rate på 260 Hz. (Datablad vedlagt)

#### 5.4.4 Programvare og beregninger

Under opptak av måledata fra GPS-mottakeren ble det brukt u-blox u-center programvare. Denne kan brukes til å logge målingene og analysere disse i ettertid. Innlesning av all måledata, både fra GPS og IMU ble gjort med ferdigutviklede rutiner i matlab. All prosesseringa av disse måledata ble utført ved egenutviklede script i matlab. Beregne alphavinkel fra satellittenes posisjon, kurvetilpasning til signalstyrkemålingene, prosessering av gyrodata og estimering av rullvinkel. Matlab er også brukt til visualisering av målingene og resultatene.

# Kapittel 6

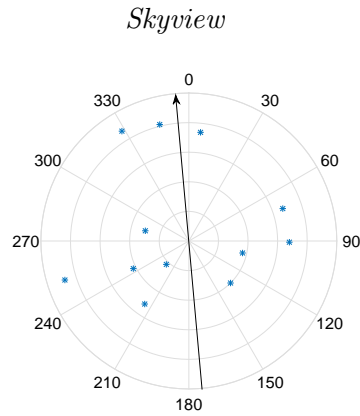
## Resultat og Analyse

Det ble utført flere forsøk med forskjellig omdreiningshastighet til forskjellige tider. Her blir det presentert tre forsøk hvor omdreiningshastigheten er forskjellig, et forsøk med lav hastighet, 3 omdreininger på 180 sekunder. Et med middels omdreiningshastighet med 6 omdreininger på 180 sekunder og et raskere forsøk med 6 omdreininger på 90 sekunder.

Signalstyrkenivået til GPS-satellittene varierer med rotasjonen til antennen og på bakgrunn av dette blir rullvinkelen estimert. Det er et ønske å se hvor nøyaktig denne kan estimeres. Derfor vil resultatene her legges frem som nøyaktigheten til den estimerte rullvinkelen.

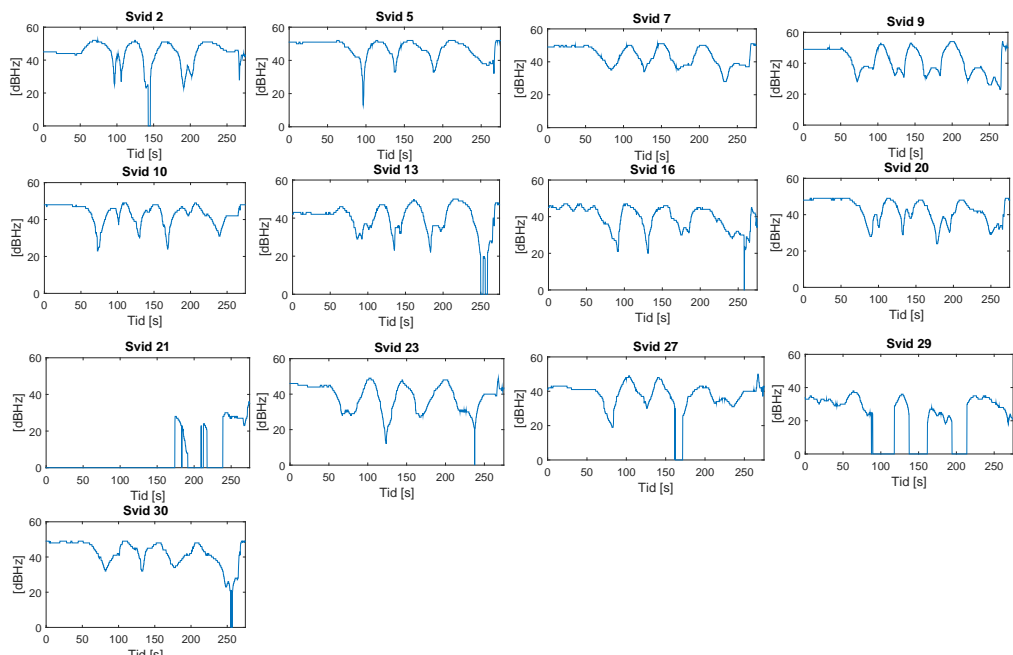
## 6.1 Forsøk lav omdreiningshastighet - 60 s/omdreining

Lav omdreiningshastighet; 3 omdreininger på 180 sekunder.



**Figur 6.1:** Viser posisjon til satellittene på himmelen. Pilen viser retningen til rullaksen i horisontal vinkelstilling.

### *Satellittenes signalstyrke*

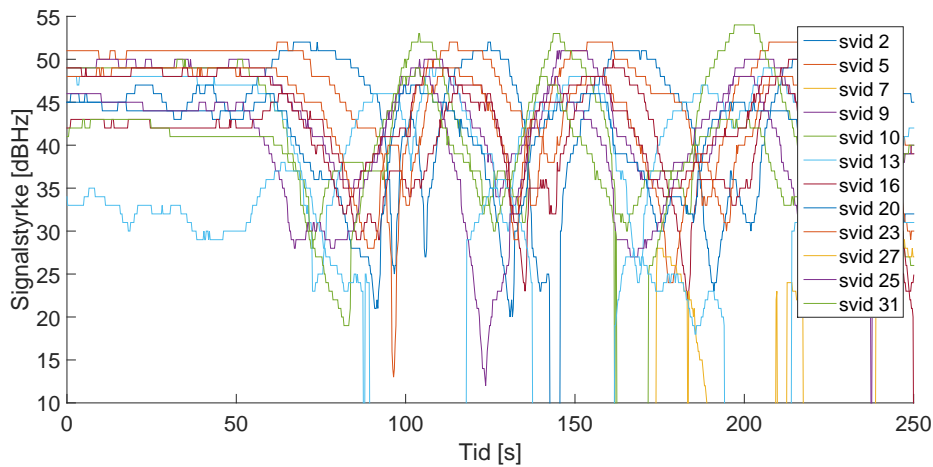


**Figur 6.2:** Signalstyrken til de synlige satellittene. Svid 21 og 29 opptrer kun delvis.



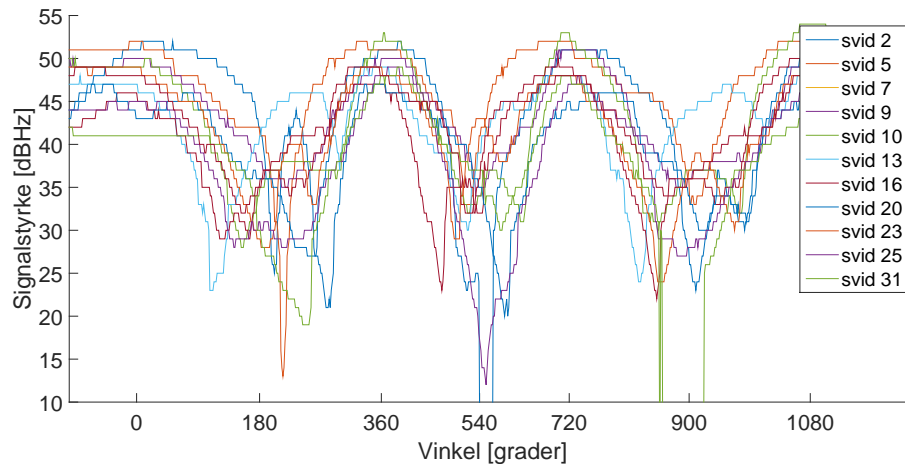
I forsøket med lav omdreiningshastighet var det 12 synlige satellitter ved forsøkets start. Satellittene var jevnt fordelt på himmelen, men med noen satellitter med lav elevasjon som lå rett over horisonten. Figur 6.2 viser hvordan svid 21 kommer opp over horisonten i løpet av forsøket, mens svid 29 gradvis svekkes. Disse har en elevasjon på henholdsvis  $1^\circ$  og  $2^\circ$ . Det ble besluttet å ikke legge inn noen elevasjon-maske for å fjerne de lavest satellittene, men heller vente å se om de ga noe bidrag av verdi før de ble utelatt. Dette på grunn av et lav antall synlige satellitter i utgangspunktet, og for å forsikre at antall satellitter er tilstrekkelig ved utjevningen. I dette tilfellet gav svid 21 og 29 ingen verdifull informasjon og er utelatt fra estimeringen.

*Målt signalstyrke*



**Figur 6.3:** Den målte signalstyrken til satellittene som en funksjon av tid. Det er ikke korrigert for satellittenes posisjon, og signaltoppene opptrer til ulike tidspunkt.

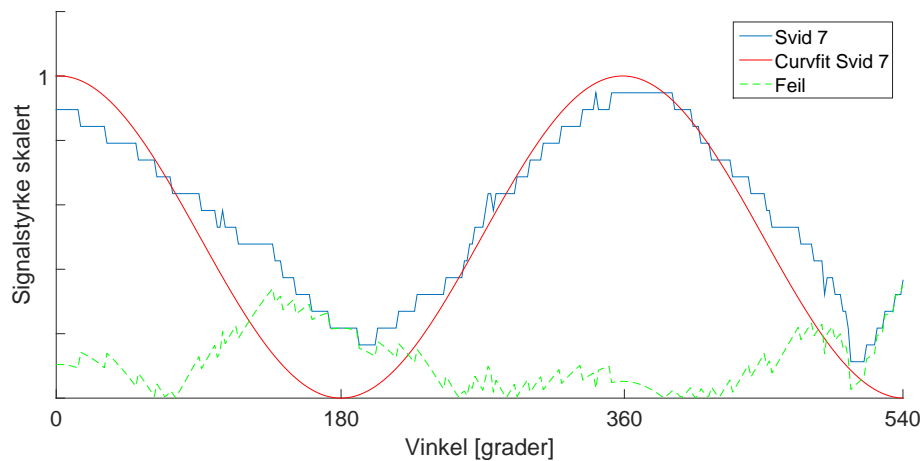
### Målt signalstyrke korrigert



**Figur 6.4:** Kurvene forskjøvet med hensyn til satellittenes posisjon. Signalstyrken er plottet mot grader for å vise rotasjonen i motsetning til 6.3 hvor x-aksen viser tid.

I figur 6.4 fremtrer rotasjonen til antennen. Signaltoppene opptrer klart, mens bunnpunktene til signalene er mere udefinerbare. Det ble benyttet dempningsmatter under forsøkene for å begrense refleksjonene fra bakken og området rundt. Disse refleksjonene sammen med antennediagrammets utforming kan være noe av grunnen til at bunnpunktene opptrer så uklart.

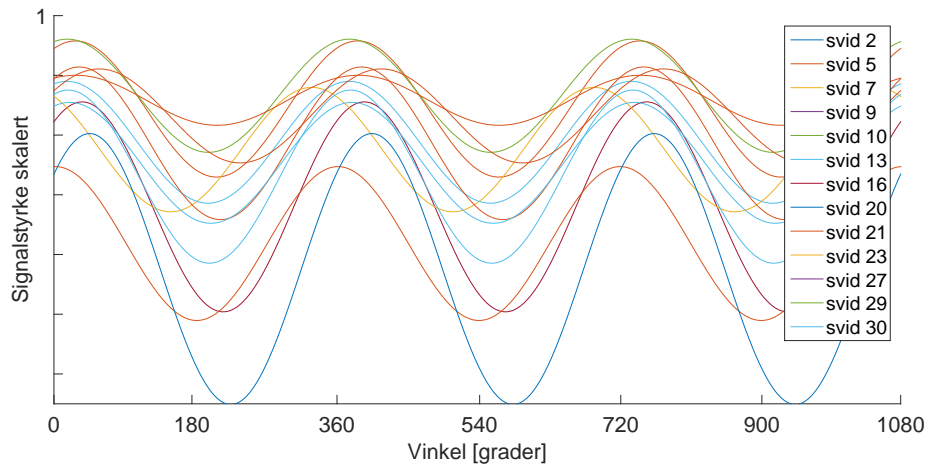
### Feil i kurvetilpasning



**Figur 6.5:** Differansen mellom den målte signalstyrken og kurvetilpasningen.

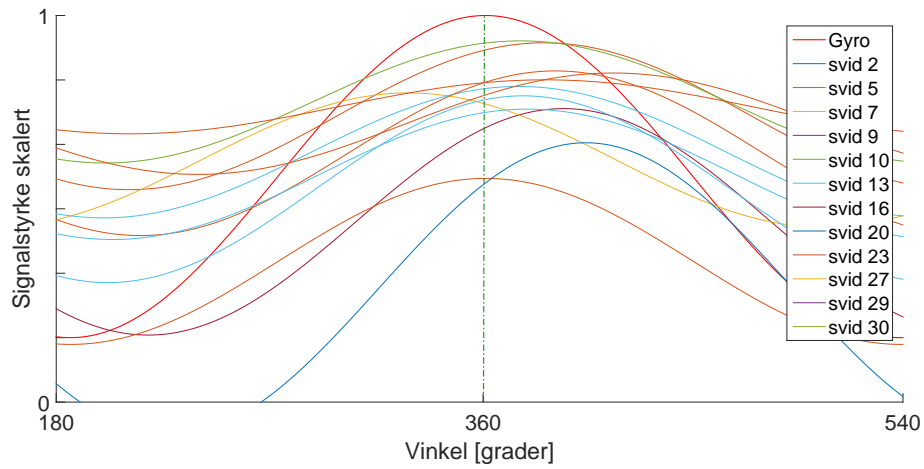
En kurvetilpasning til alle de målte satellittsignalene ble beregnet. I figur 6.5 kommer det frem hvor ujevn de opprinnelige satellittmålingene blir registrert. Kurvetilpasningen gjør det enklere og mer nøyaktig å finne ekstremalpunktene. Dette gjør at det også er mulighet til å ta med bunnpunktene i utjevningen, ved å benytte seg av disse øker datagrunnlaget for å estimere feilen i rullvinkelen.

### *Kurvetilpasning*



**Figur 6.6:** Kurvetilpasning av signalstyrken til alle satellittene. Her vises kurvene for alle de synlige satellittene gjennom hele forsøket. Forskjellen i amplitude kommer av styrken på signalet, mens det er forskyvningen av bølgetoppene som er interessant.

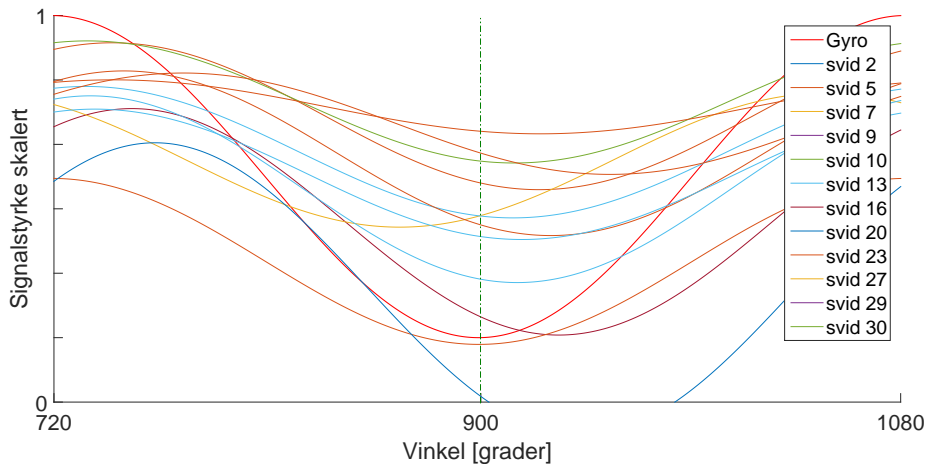
### Rotasjon 360°



**Figur 6.7:** Første bølgetopp etter at antennen har rotert 360°. Viser variansen i signaltoppene etter at korreksjonen til satellittens posisjon er utført. Den røde grafen er gyrosignalet som viser den faktiske rotasjonen til antennen.

Figur 6.7 viser signaltoppene ved 360°. Det kommer frem at flesteparten av signalstyrketoppene ligger litt etter den faktiske rotasjonen vist med gyrosignalet. Rullvinkel er estimert til å være  $R = 378^\circ$  med et standardavvik på  $22^\circ$ . Feilen i forhold til korrekt rullvinkel er  $\Delta R = 18^\circ$ .

### Rotasjon 90°



**Figur 6.8:** Bølgebunn ved 90°. Gyrosignalet er den røde grafen som har bølgebunn ved 90°.

Figur 6.8 viser signalbunnene ved 90°. På grunn av kurvetilpasningen er det en regelmessighet i kurvene gjennom hele forsøket. Rullvinkel er estimert til å være  $R = 918^\circ$  med et standardavvik på  $22^\circ$ . Feilen i forhold til korrekt rullvinkel er  $\Delta R = 18^\circ$ .

*Feil i rullvinkel [grader]*

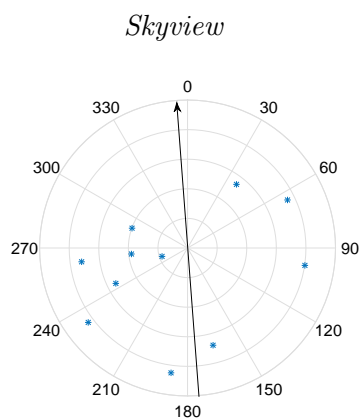
| Svid      | Topp 360 | Bunn 540 | Topp 720 | Bunn 900 |
|-----------|----------|----------|----------|----------|
| 2         | 25.2822  | 25.5865  | 24.7033  | 25.0076  |
| 5         | 15.5891  | 15.8933  | 15.0102  | 15.3144  |
| 7         | 33.5899  | 33.8949  | 33.0110  | 33.3160  |
| 9         | 0.2107   | 0.5149   | -0.3682  | -0.0640  |
| 10        | -33.7971 | -33.4928 | -32.6964 | -32.3921 |
| 13        | 14.0627  | 14.3669  | 15.1634  | 13.7880  |
| 16        | 55.1255  | 55.4305  | 56.2262  | 54.8516  |
| 20        | 15.7032  | 16.0075  | 16.8039  | 17.1082  |
| 23        | 30.2396  | 30.5446  | 29.6607  | 29.9657  |
| 27        | 19.0370  | 17.6624  | 18.4581  | 18.7631  |
| 30        | 25.1452  | 25.4502  | 26.2459  | 26.5509  |
| Utjevning | 18.1989  | 18.3508  | 18.3835  | 18.3827  |
| Varians   | 490.1865 | 490.1717 | 485.9993 | 474.8407 |
| Std.avvik | 22.1402  | 22.1398  | 22.0454  | 21.7908  |

**Tabell 6.1:** *Estimert feil i rullvinkel for alle satellittene ved 360°, 540°, 720°, 900°.*

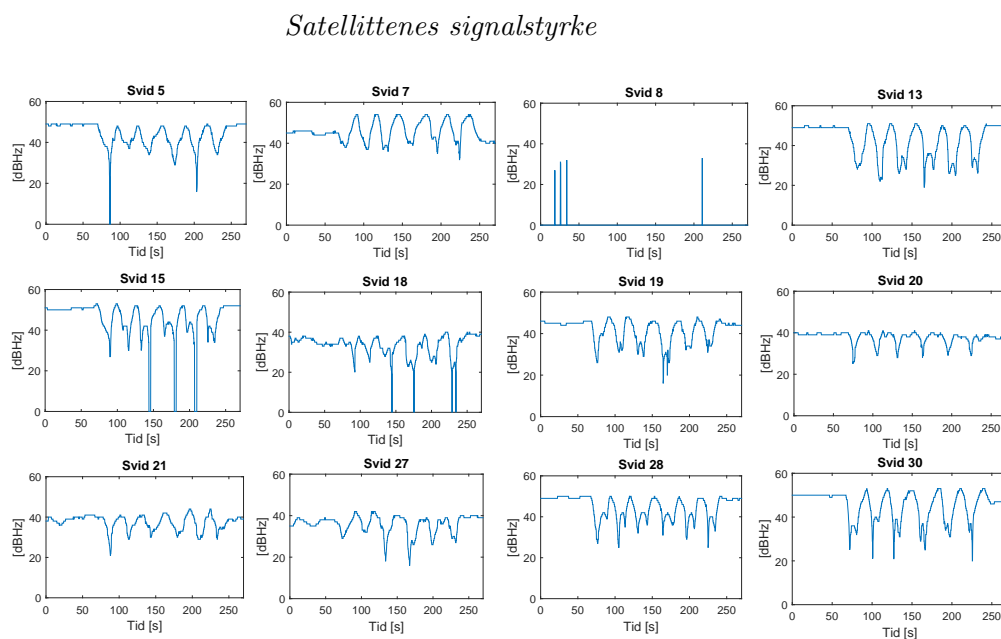
Tabell 6.1 viser resultatene ved forsøket lav rate. Alle estimeringene er feilen til den estimerte rullvinkelen. Alle verdier i grader. Tabellen viser en stor spredning i estimeringen mellom de ulike satellittene. Dette medfører en høy varians som varierer mellom 475-490° for de forskjellige rotasjonene. Hver satellitt har en relativ lik verdi gjennom hele forsøket, noe som trolig skyldes kurvetilpasningen.

## 6.2 Forsøk middels omdreiningshastighet - 30 s/omdreining

Middels omdreiningshastighet. Det ble foretatt 6 omdreininger på 180 sekunder.



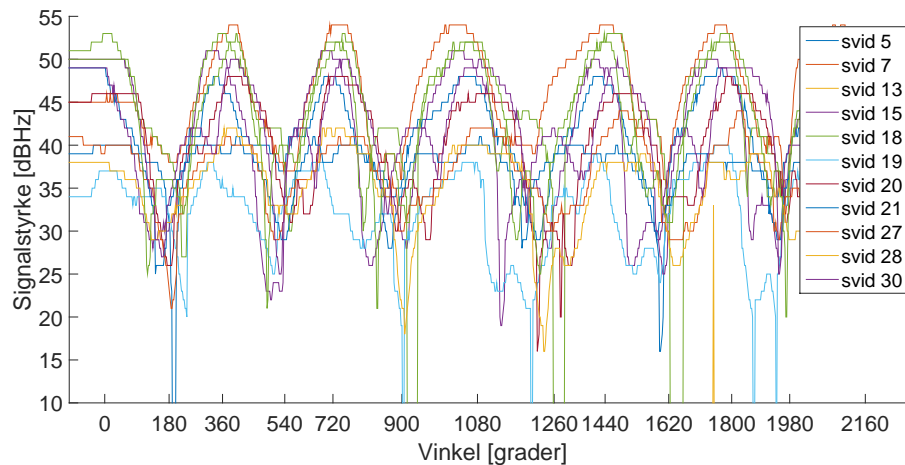
**Figur 6.9:** Posisjon til satellittene på himmelen. Pilen viser retningen til rullaksen i horisontal vinkelstilling.



**Figur 6.10:** Signalstyrken til de synlige satellittene gjennom forsøket.

Figur 6.10 viser målt signalstyrke for hver av de synlige satellittene gjennom forsøket. Det er i alt 12 satellitter, inkludert svid 8, som kun tidvis gir signal. Svid 8 er faset ut og ikke lenger i virksomhet, den ble tatt ut av drift 30.10.14. Svid 20 har en nesten flat signalstyrkekurve, hvor antennens rotasjon nesten ikke fremkommer. Dette er på grunn av satellittens asimut som er på  $180^\circ$  og satellitten ligger dermed langs rotasjonsaksen til antennen. Dette viser betydningen av satellittens posisjon i forhold til rotasjonsaksen. Svid 20 ligger langsmed rotasjonsaksen som gir et svakt bidrag for bestemmelse av rullvinkelen, i motsetning til svid 13 som har en asimut på  $262^\circ$  og ligger nesten vinkelrett på rotasjonsaksen. Det gjør at antennens rotasjon fremtrer også tydeligere hos svid 13 enn hos svid 20.

*Målt signalstyrke korrigert*

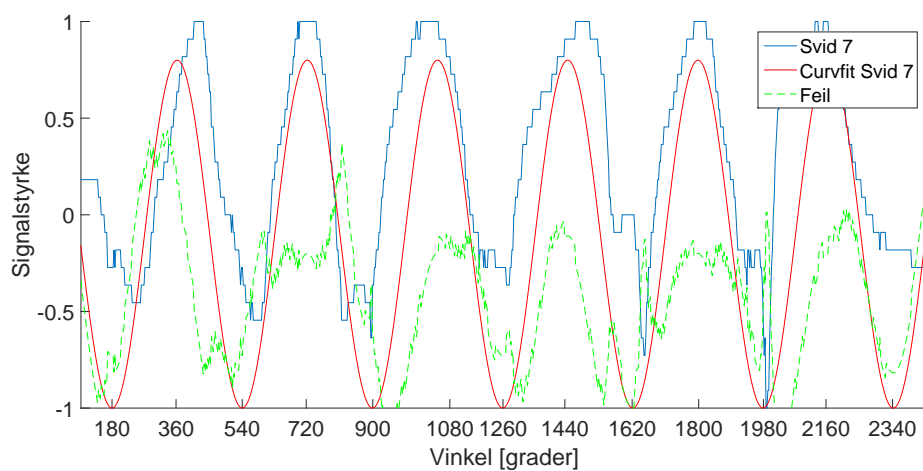


**Figur 6.11:** Målt signalstyrke. Korrigert for satellittenes posisjon.

Signalstyrketoppene i figur 6.11 fremtrer klart, mens bunnpunktene er som i forsøket med lav rotasjonshastighet, diffuse og vanskelig å bestemme. Amplituden til satellittsignalene varierer fra svid 20 med et  $C/N_0$ -nivå på 37 dBHz til svid 7 med maks amplitude på 54 dBHz.

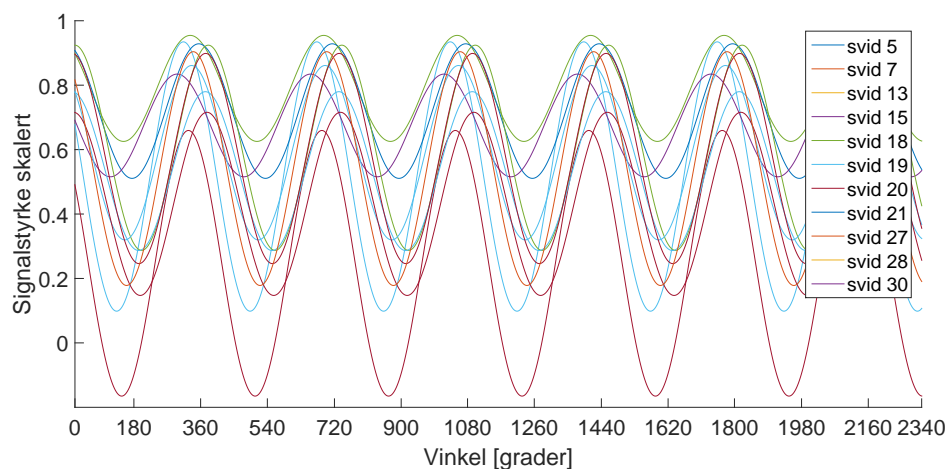


### Feil i kurvetilpasning



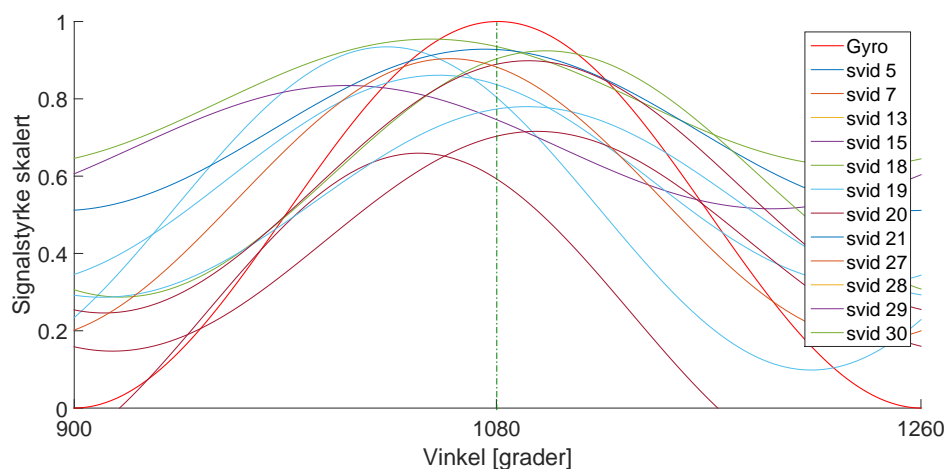
Figur 6.12: Differansen mellom målt signalstyrke og kurvetilpasningen.

### Kurvetilpasning



Figur 6.13: Kurvetilpasning til de målte satellittsignalene.

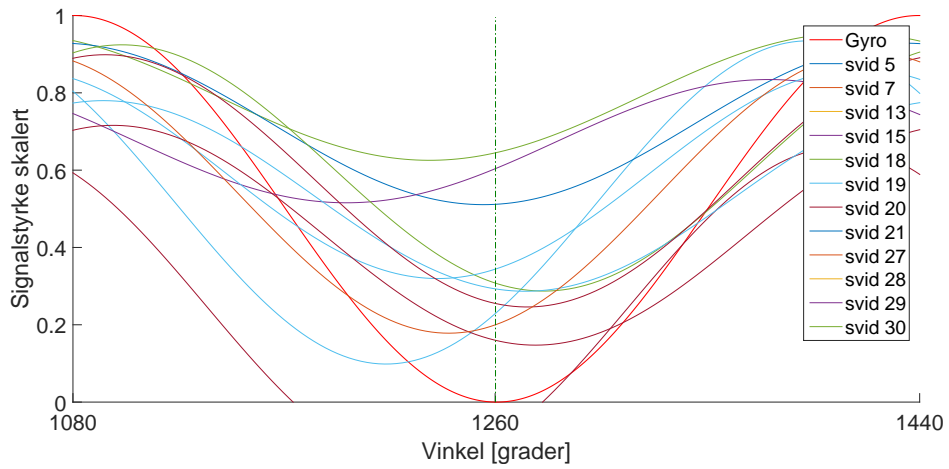
### Rotasjon 1080°



**Figur 6.14:** Tredje bølgetopp etter at antennen har rotert 1080°. Viser variansen i signaltoppene etter at korreksjonen til satellittens posisjon er utført. Variansen er på 776° som gir et standardavvik på 28°. Det røde gyrosignalet viser den faktiske rotasjonen til antennen.

Figur 6.14 viser signaltoppene ved 1080°. Her kommer det frem at det er stor varians i målingene. I forsøket med lav omdreiningshastighet var alle bølgetoppene til satellittsignalene på etterskudd i forhold til den faktiske rotasjonen. I dette forsøket er toppene fordelt mere jevnt rundt gyrosignalet. Rullvinkelen er estimert til  $R = 1072^\circ$  med et standardavvik på  $28^\circ$ . Feilen i forhold til korrekt rullvinkel er  $\Delta R = 8^\circ$ .

### Rotasjon 1260°



**Figur 6.15:** Bølgebunnene til ved 1260°. Det rød gyrosignalet viser den faktiske rotasjonen til antennen.

Figur 6.15 viser bølgebunn ved 1260° etter tre og en halv omdreining. Rullvinkelen er estimert til  $R = 1252^\circ$  med et standardavvik på  $28^\circ$ . Feilen i forhold til korrekt rullvinkel er  $\Delta R = 8^\circ$

*Feil i rullvinkel [grader]*

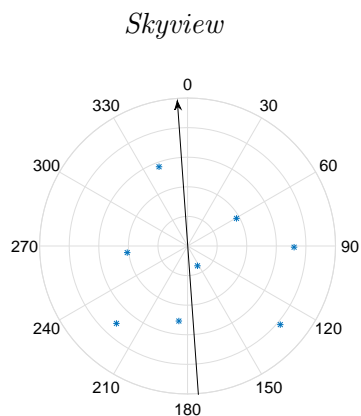
| Svid      | Topp 720 | Bunn 900 | Topp 1080 | Bunn 1260 |
|-----------|----------|----------|-----------|-----------|
| 5         | -21.1245 | -22.3373 | -21.0795  | -22.4271  |
| 7         | -27.4200 | -26.1161 | -27.3751  | -26.2060  |
| 13        | -39.5894 | -40.8022 | -39.5445  | -40.8920  |
| 15        | 2.1175   | 0.9047   | 2.1625    | 0.8149    |
| 18        | -56.2959 | -57.5087 | -56.2510  | -57.5985  |
| 19        | 26.4072  | 27.7110  | 26.4509   | 27.6212   |
| 20        | -17.1793 | -18.3933 | -17.1356  | -18.4832  |
| 21        | 22.3030  | 23.6080  | 22.3479   | 23.5182   |
| 27        | 19.4855  | 18.2715  | 19.5293   | 18.1817   |
| 28        | 20.2378  | 19.0250  | 20.2827   | 18.9352   |
| 30        | -14.5318 | -13.2279 | -14.4869  | -13.3178  |
| Utjevning | -7.7809  | -8.0787  | -7.7363   | -8.0339   |
| Varians   | 776.3484 | 797.0312 | 776.3361  | 797.0237  |
| Std.avvik | 27.8630  | 28.2317  | 27.8628   | 28.2316   |

**Tabell 6.2:** *Estimert feil i rullvinkel for alle satellittene ved 720°, 900°, 1080°, 1260°. Svid 8 er utelatt fra utjevningen.*

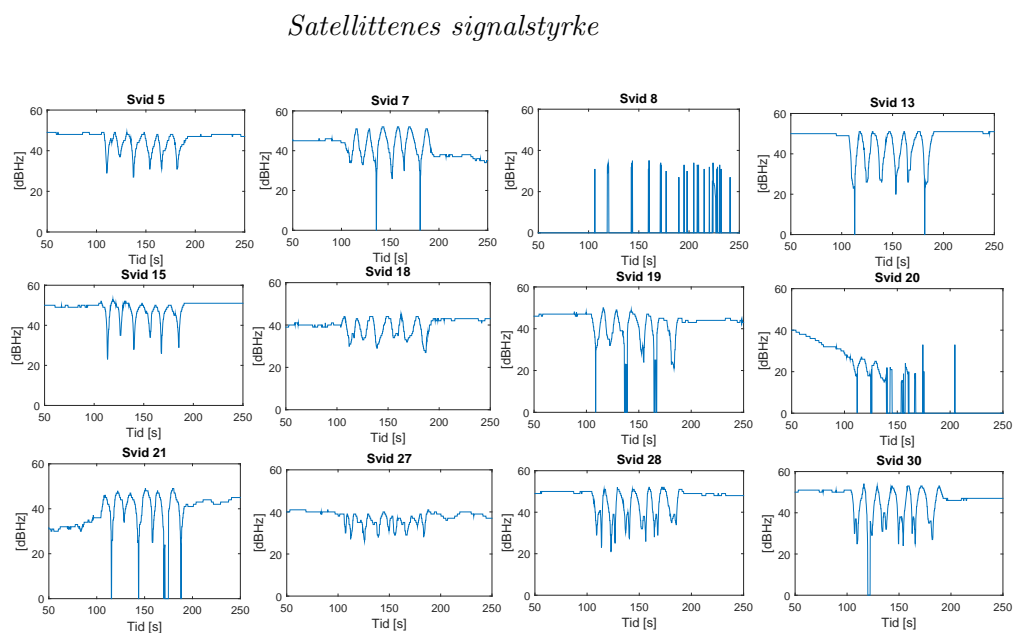
Tabell 6.2 viser resultatene til forsøk middels omdreiningshastighet. Alle estimeringene er feilen til den estimerte rullvinkelen. Alle verdier i grader. Resultatene følger den samme trenden i forgående forsøk. Høy varians mellom de ulike satellittene, og en lik verdi gjennom hele forsøket.

## 6.3 Forsøk høy omdreiningshastighet - 15 s/omdreining

Høy omdreiningshastighet, 6 omdreininger på 90 sekunder.



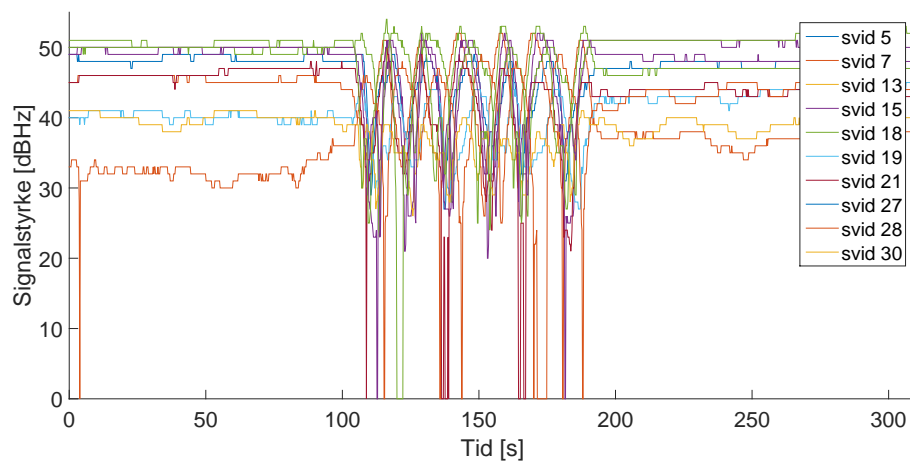
**Figur 6.16:** Posisjon til satellittene på himmelen. Pilen viser retningen til rullaksen i horisontal vinkelstilling. De 8 satellittene som er brukt i utjevningen er visualisert her.



**Figur 6.17:** Signalstyrken til de de synlige satellittene.

Figur 6.17 viser målte signalstyrken til satellittene gjennom forsøket. Det var flere satellitter som hadde lav signalkvalitet. Det mottas bare tidvis signal fra svid 8 som har en elevasjon på  $0-1^\circ$ . Svid 20 går ned under horisonten underveis i forsøket som signalstyrke grafen viser. Svid 21 har lav signalstyrke ved start, men blir sterkere utover i forsøket ettersom den elevasjonen øker utover i forsøket. Svid 27 har en elevasjon på  $3^\circ$  kombinert med en asimut på  $180^\circ$  gjør at antennes rotasjon ikke fremkommer godt i signalstyrkekurven. Alle disse ble utelatt fra utjevningen som gjør at antallet satellitter er redusert til kun 8 stykker.

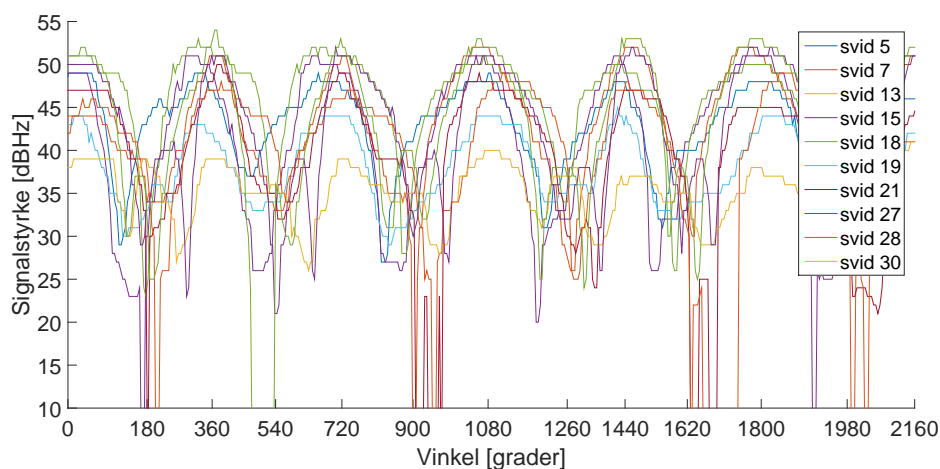
*Målt signalstyrke tid*



**Figur 6.18:** Målt Signalstyrken til satellittene som en funksjon av tid. Svid 8 og 20 er fjernet.

Figur 6.18 viser hele forsøket. GPS-mottakeren logget signalstyrken til satellitten i en lengre tid før og etter rotasjonene ble utført. Disse signalstyrke kurvene er ikke korrigert for satellittenes posisjon, men på grunn av den raskere omdreiningshastigheten er signaltoppen ikke forskjøvet så langt i tid, slik at rotasjonen til antenne trer frem.

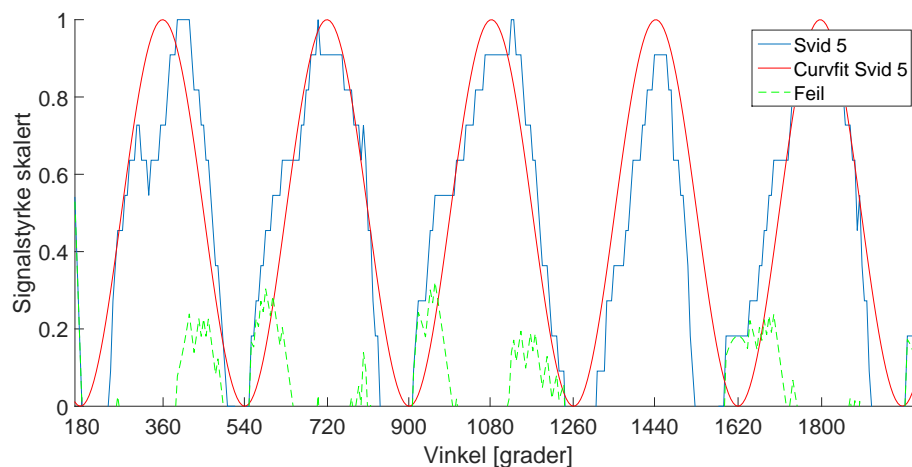
### Målt signalstyrke grader



**Figur 6.19:** Målt Signalstyrken til satellittene som en funksjon av vinkel. Kurvene er forskjøvet med hensyn til satellittenes posisjon.

Signalstyrketoppene i figur 6.19 fremtrer etter at de er korrigert for satellittens posisjon. Selv med høyere omdreiningshastighet er toppene like tydelig. Signalstyrken til satellittene før rotasjonen startet var mellom 40-51 dBHz.

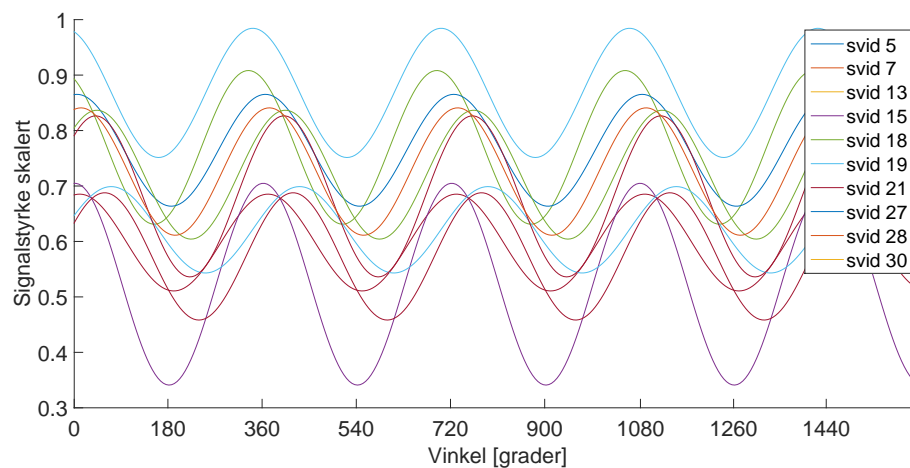
### Feil i kurvetilpasning



**Figur 6.20:** Differansen mellom den målte signalstyrken og kurvetilpasningen.

Forskjellen mellom den målte signalstyrken og kurvetilpasningen. Ved første bølgetopp er det en forskyvning i tilpasningen i forhold til det målte signalet. Det målte signalet har en knekk etter 200 sekunder før det når maks amplitude, dette kan forårsake forskyvningen eller at det er på grunn av den første bølgetoppen i rotasjonen kan ha en innvirkning.

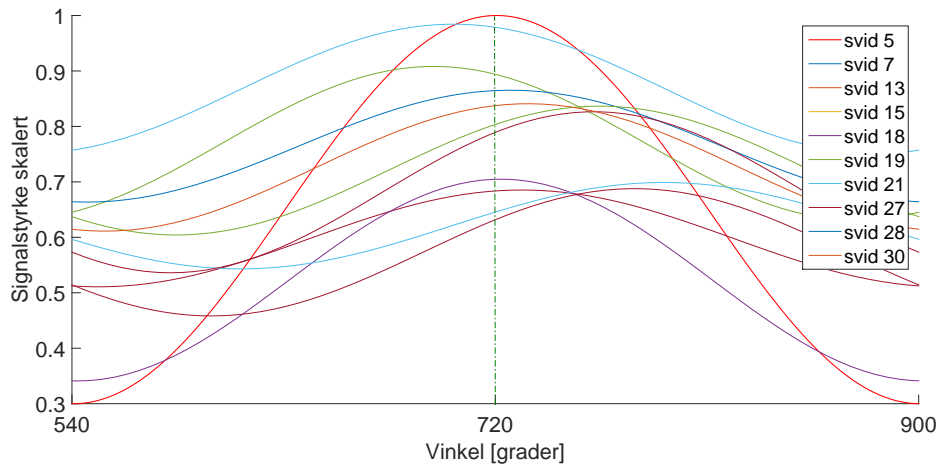
### *Kurvetilpasning*



**Figur 6.21:** *Kurvetilpasning til de målte satellittsignalstyrkene.*



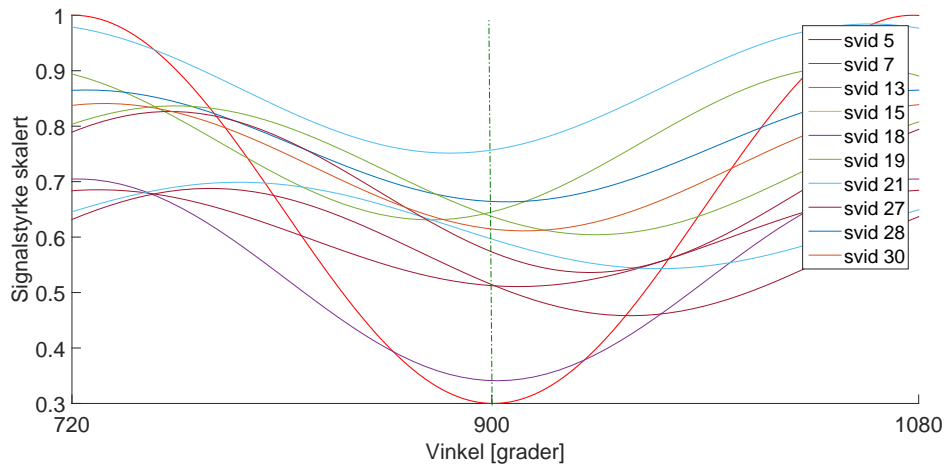
### Rotasjon 720°



**Figur 6.22:** Bølgetopp ved rotasjon 720°. Variansen i signaltoppene etter at korreksjonen til satellittens posisjon er utført. Andre bølgetopp etter at antennen har rotert 720°. Det rød gyrosignalet viser den faktiske rotasjonen til antennen.

Figur 6.14 viser signaltoppene ved 720°. Rullvinkelen er estimert til  $R = 730^\circ$  med et standardavvik på  $25^\circ$ . Feilen i forhold til korrekt rullvinkel er  $\Delta R = 10^\circ$ .

### Rotasjon 900°



**Figur 6.23:** Bølgebunn etter at antennen har rotert 900°. Det rød gyrosignalet viser den faktiske rotasjonen til antennen.

Figur 6.14 viser signaltoppene ved  $900^\circ$ . Rullvinkelen er estimert til  $R = 909^\circ$  med et standardavvik på  $25^\circ$ . Feilen i forhold til korrekt rullvinkel er  $\Delta R = 9^\circ$ .

*Feil i rullvinkel [grader]*

| Svid      | Topp 720 | Bunn 900 | Topp 1080 | Topp 1260 |
|-----------|----------|----------|-----------|-----------|
| 5         | -25.2099 | -27.6366 | -24.8382  | -27.1702  |
| 7         | 12.5003  | 10.0736  | 12.8720   | 10.5375   |
| 13        | -15.7989 | -18.2281 | -20.6524  | -17.7617  |
| 15        | 5.0703   | 7.8663   | 5.4420    | 8.3327    |
| 18        | -0.7288  | 2.0696   | -0.3572   | 2.5335    |
| 19        | 46.1795  | 43.7504  | 41.3261   | 44.2168   |
| 28        | 43.7440  | 41.3173  | 38.8905   | 41.7837   |
| 30        | 14.6493  | 12.2225  | 15.0209   | 12.6889   |
| Utjevning | 10.0507  | 8.9294   | 8.463     | 9.3952    |
| Varians   | 645.7422 | 628.0600 | 587.4088  | 628.064   |
| Std.avvil | 25.4115  | 25.0611  | 24.2365   | 25.0612   |

**Tabell 6.3:** Estimert feil i rullvinkel for alle satellitter ved  $720^\circ$ ,  $900^\circ$ ,  $1080^\circ$ ,  $1260^\circ$ . Satellittene 8,20,21,27 er tatt ut av utjevningen på grunn av kun delvis signal.

Tabell 6.3 viser resultatene for forsøket med høy omdreiningshastighet. 4 satellitter ble tatt ut av utjevningen slik at kun 8 stykker bidrar i estimeringen. Rullvinklestimatet er likevel i samme størrelsesorden som tidligere forsøk. Ved færre satellitter vil variansen mellom de ha en større betydning for resultatet.

## 6.4 Feilkilder til resultatene av målingene

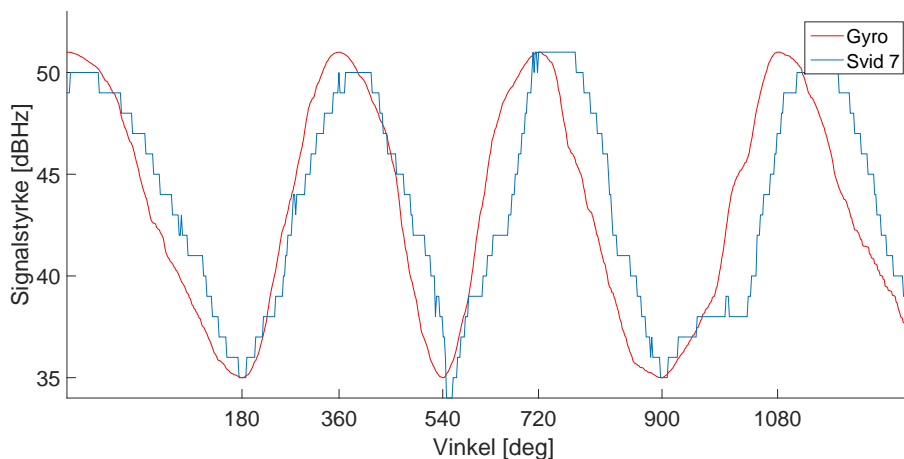
Noe av variansen i målingene og feilen i rullvinkelen kan forklares ut fra oppsett av forsøk og beregningsmåte. Dette vil bli belyst her.

### 6.4.1 Forsinkelse av GPS-signal

Under noen av forsøkene opptrer det en forsinkelse i satellittsignalet. Signalet ligger hele tiden litt bak den faktiske rotasjonene som er vist med gyrosignalet. Dette

kommer frem ved figur 6.24 som viser satellittsignalet for svid 7 sammen med gyrosignalet under forsøket lav rate. Forsinkelsen forekommer i alle satellittene i dette forsøket.

*Forsinkelse satellittsignal*



**Figur 6.24:** *Forsinkelse i GPS-signalet i forsøk lav rate. Det rød gyrosignalet viser den faktiske rotasjonene til antennen. Satellittsignalet til svid 7 er korrigert for satellittens posisjon.*

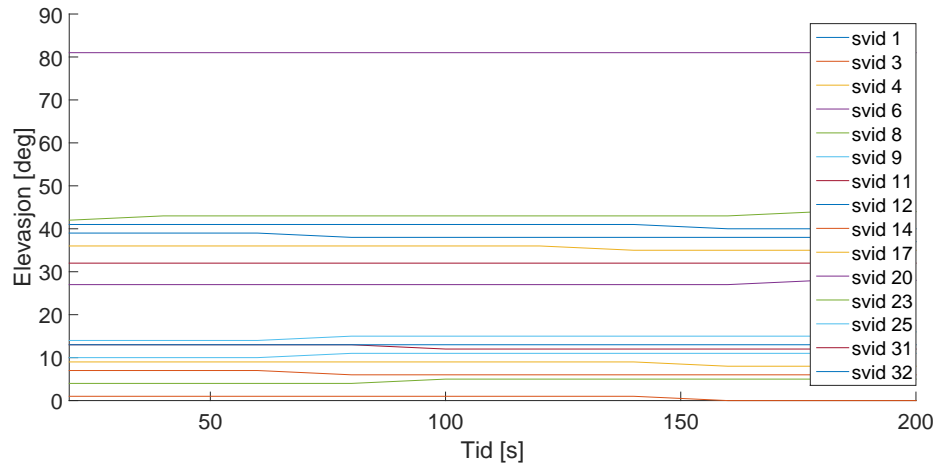
Forsinkelsen i GPS-signalet kan i noen grad skyldes forsøksoppsettet eller tidssynkroniseringen. GPS-dataene ble fortløpende logget på en pc under forsøkets gang. Dette medfører at signalet må gå igjennom mange steg fra det mottas i antennen, og frem til det blir logget på pc. Det ideelle ville vært å logget all data på et minnekort i mottakeren. Dette var det første forsøket som ble utført denne dagen, og forsinkelsen kan være et resultat av dårlig tidssynkronisering.

## 6.4.2 Konstant alphavinkel gjennom forsøkene

Det ble beregnet en alphavinkel for hver satellitt og denne ble benyttet under helle forsøket. Alphavinkelen er et resultat av asimut og elevasjon til satellittene, en forandring i disse løpet av forsøkets varighet tas ikke hensyn til. Alle forsøkene hadde en varighet på ca 200 s. slik at forandringen i asimut/elevasjon i løpet dette tidsrommet var på rundt  $2^\circ$ . I det ene forsøket var det imidlertid en satellitt som skilte seg ut. Svid 20 hadde en forandring på  $10^\circ$  i asimut som vises i figur 6.26.

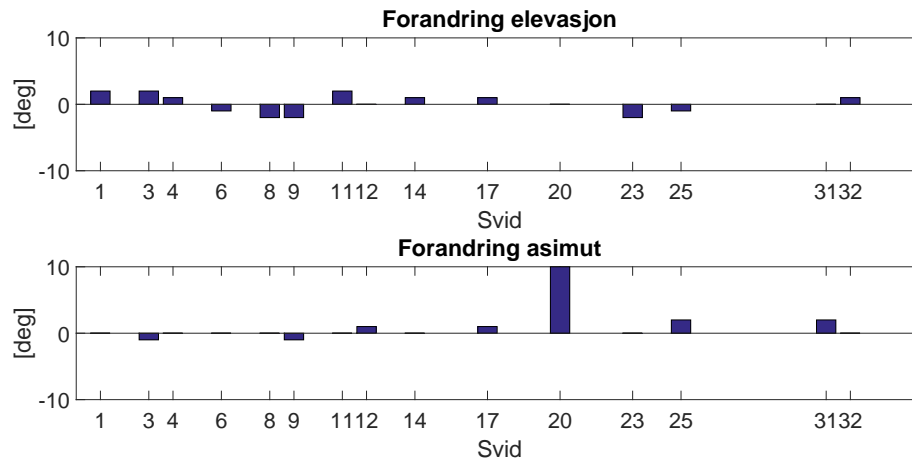
Den hadde en elevasjon på  $81^\circ$  i motsetning til de andre satellittene som har en elevasjon mellom  $30\text{-}40^\circ$  eller  $0\text{-}12^\circ$  figur 6.25.

### Elevasjon



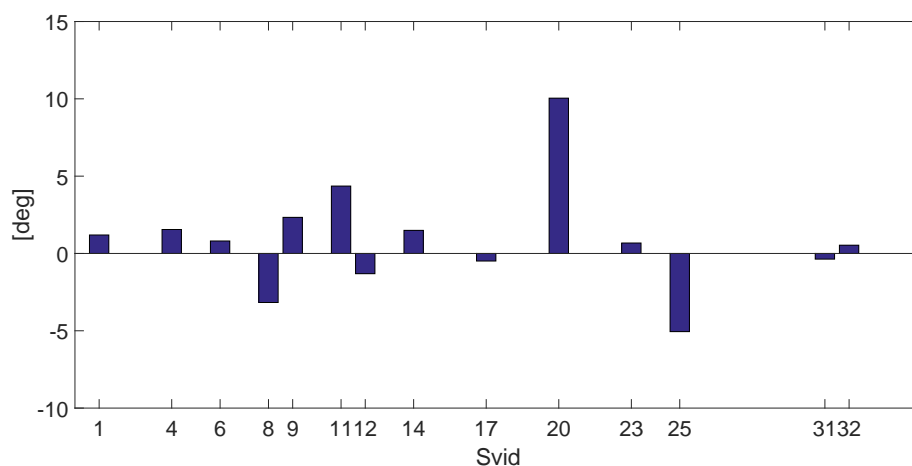
**Figur 6.25:** Variasjonen i elevasjon til satellittene i forsøket med lav rate.

Svid 20 med høye elevasjon fører til en stor forandring i satellittens asimutverdi i løpet av forsøkestiden. Det er naturlig da en satellitt som står rett over antennen vil forflytte seg raskere enn en satellitt som ligger lavt i horisonten.



**Figur 6.26:** Forandringen i asimut og elevasjon gjennom forsøket med lav rate. Forsøket har en varighet på 180s.

### Forandring i alphavinkel



**Figur 6.27:** Forandring i alphavinkelen gjennom forsøket med bakgrunn på forandringen i asimut og elevasjon.

Figur 6.27 viser hvordan alphavinkelen forandres gjennom forsøkets varighet. Denne forandringen vil påvirke resultatet direkte og da mest den siste delen av forsøket. Spesielt de satellittene som har en lav feil i estimering av rullvinkelen, vil dette gi et stort bidrag. Svid 20 har på grunn av den høye forandringen i asimut også en stor forandring i alphavinkel, mens de andre satellittene har en forandring mellom 0 og  $5^\circ$ .

### 6.4.3 Feil mellom målt signal og kurvetilpasning

Som vist tidligere i figurene 6.12 og 6.20, forekommer det en forskyvning mellom det målte signalet og kurvetilpasning. Denne forskyvningen opptrer spesielt i de forsøkene med raskere omdreiningshastighet og forskyvningen er som regel størst ved første og siste omdreining. Feilen ligger i modellen for utregning av de tilpassede kurvene. Med en mer sofistikert modell vil dette unngås.



# Kapittel 7

## Diskusjon

### 7.1 Diskusjon av resultatene i forsøkene

Forsøkene som har blitt utført viser at rullvinkelen til en roterende antenne lar seg estimere ved bruk av signalstyrkemålinger fra GPS. Hypotesen om at signalstyrken til en satellitt er sterkest når antennen peker mot satellitten er forsterket, og antennens rotasjon fører til at signalstyrkekurvene avtegner en sinuskurve som brukes for å bestemme rullvinkelen.

Resultatene i alle forsøkene viser en stor varians i rullvinkel mellom satellittene. Det er tildels stor forskjell i rullvinkel innad i de forskjellige forsøkene. Antall grader mellom ytterpunktene i rullvinkelen i de presenterte forsøkene varierer fra  $71^\circ$  ( $720^\circ$  høy rate) til  $88^\circ$  ( $360^\circ$  lav rate). På grunn av få forsøk og høy spredning i resultatene, lar det seg ikke si noe om hvordan rotasjonshastigheten på de ulike målingene påvirker resultatet. Hver enkelt satellitt har en høy unøyaktighet og det er midlingen av alle disse satellittene som fører til et estimat på rullvinkelen som er i samme størrelsesorden som tidligere studier (hvilken varians det er i disse studiene er ikke kjent).[1] [10]

I enkelte av forsøkene er det noen satellitter som utmerker seg med en veldig lav feil i rullvinkel i forhold til de andre satellittene. I forsøket med lav omdreiningshastighet (tabell 6.1) har satellitt svid 9 den laveste feilen blant satellittene i forsøket, med en feil i rullvinkelen på kun  $1^\circ$ . Svid 9 ligger nesten rett på rullaksen med en asimut på  $98^\circ$ , samtidig som den har en elevasjon på  $38^\circ$ . Det samme er tilfellet i de

andre forsøkene. I forsøket med middels omdreiningshastighet(6.2) har svid 15 den laveste feilen med en feil mellom  $1^{\circ}$ - $2^{\circ}$ , samtidig som den har en tilnærmet optimal posisjon med en asimut på  $287^{\circ}$  og en elevasjon på  $38^{\circ}$ . Det forsterker hypotesen om at satellitter som står tilnærmet vinkelrett på rullaksen og har høy elevasjon, vil gi en bedre bestemmelse av rullvinkelen. På bakgrunn av asimut og elevasjon, er det relativt enkelt å bestemme både de satellittene som vil ha et høyt bidrag for å estimere rullvinkelen og de som vil ha et lavt bidrag. De satellittene med et lavt bidrag har en lav elevasjon og ligger langsmed rullaksen. Det er vanskeligere å si noe sikkert om majoriteten av satellittene som har en typisk feil mellom  $20^{\circ}$  -  $30^{\circ}$ , på grunn av den store spredningen i disse satellittenes asimut og elevasjon.

På bakgrunn av resultatene kommer det frem at noen satellitter har egenskaper som gjør at de bestemmer rullvinkelen bedre enn andre satellitter. Det vil være naturlig å unytte dette ved å inkludere ZDOP som en vekt i utjevningen. ZDOP vil øke bidraget fra de beste satellittene noe som vil gi en forbedring av estimatet av rullvinkelen.

Hver satellitt har en tilnærmet lik rullvinkel gjennom hele forsøket, noe som er et resultat av kurvetilpasningen. Ved å utnytte dette kunne biasen i rullvinkelen til hver satellitt jevnes bort med å trekke den fra rullvinkelen ved neste rotasjon. Dette ville ha gitt et bedre estimat på rullvinkelen. Denne kurvetilpasningen er en standard sinusfunksjon som ekstremalpunktene bestemmes utfra. De målte satellittsignalene har derimot en form som ligner mere på en likerettet-sinuskurve (figur 6.4). En mer sofistikert kurvetilpasningsmodell vil bidra til å øke nøyaktigheten og unngå forskyvningen i forhold til det målte signalet i starten av forsøkene. I denne modellen kan også antennediagrammet til antennen implementeres. Ved å benytte antennediagrammet vet man ved hvilke innfallsvinkler antennen gir størst forsterkning, noe som påvirker amplituden på den målte signalstyrken.



## 7.2 Implementering i et prosjektil

Bruk av signalstyrkemålinger for å estimere rullvinkelen i et prosjektil vil være enda mer utfordrende ved banekorreksjoner enn under disse forsøkene. Faktorer som hurtig reaktivisering av GPS og gode målinger av signalstyrke under høy hastighet, vil være avgjørende for å oppnå et godt nok estimat på rullvinkelen.

Forsøkene som ble utført viste at signalene fra enkelte satellitter ikke lot seg bruke, det medførte et lavt antall gjenværende satellitter for bruk i estimeringen. Ettersom rullvinkel estimeringen er avhengig av faseforholde mellom de mottatte signalene, er det viktig å sikre et høyt nok antall målinger for å få en så nøyaktig estimering på rullvinkelen som mulig. Å benytte flere antenner og dra fordel av deres plassering i forhold til hverandre vil styrke estimatet på rullvinkelen.



# Kapittel 8

## Konklusjon

Estimering av rullvinkelen til et roterende objekt med GPS-antenne og -mottaker ved hjelp av signalstyrkemålinger ble utført. Ved bruk av satellittens kjente posisjon og målt signalstyrke, kunne rullvinkelen estimeres.

Det ble funnet en stor varians i målingene som gjør at estimeringen av rullvinkelen er avhengig av faseforholde mellom alle de mottatte signalene. Derfor vil antall satellitter og deres kvalitet være av stor betydning for nøyaktigheten til den estimerte rullvinkelen. For å sikre et høyt nok antall satellitter kan det benyttes flere antenner og samtidig dra nytte av antennens konfigurasjonen for å styrke estimatet på rullvinkelen i estimeringen.

Det ble funnet ut at satellittenes plassering i forhold til rullaksen har en betydning for kvaliteten på bidraget, men det er vanskelig å anslå hvor god denne er på grunn av den store spredningen i målingene. Det ble foretatt flere forsøk og tre av disse med forskjellig omdreiningshastighet ble presentert i oppgaven. Nøyaktigheten til rullvinkelen ble estimert til å være mellom  $10\text{--}20^\circ$  med et standardavvik  $20\text{--}30^\circ$

## Forslag til videre arbeid og utbedringer.

- Gjøre forsøk med flere antenner for å øke antall målinger og nyttegjøre seg av antennekonfigurasjonen.
- Implementere ZDOP som en vekt i utjevningen for å styrke de mest egnede satellittene.
- Utbedre kurvetilpasningsmodellen ved å legge inn en nøyaktig 3D-modell av antenediagramet til antennen.
- Detaljert undersøkelse om hvordan signalstyrken varierer med rekkvisisjon.

# Bibliografi

- [1] M. Zachariasen. Estimering av rullvinkel til gps-mottaker med roterende antenne. Master's thesis, Universitetet i Oslo, 2014.
- [2] J.W.C. Robinson and F. Berefelt. On guidance and control for guided artillery projectiles, part 1: General considerations. Technical report, FOI, Swedish Defence Research Agency, 2011.
- [3] S.R. Gourley. Xm1156 precision guidance kit heads to afghanistan. <http://www.defensemecanetwork.com/stories/xm1156-155mm-precision-guidance-kit-heads-to-afghanistan/>, 2013. Accessed: 20.04.15.
- [4] O. Dullum. Cluster wepons - military utility and alternatives. Technical report, Norwegian Defence Research Establishment (FFI), 2008.
- [5] D.J. Lucia. Estimation of the local vertical state for a guided munition shell with an embedded gps/micro-mechanical inertial navigation system. Master's thesis, Massachusetts Institute of Technology, 1995.
- [6] H.S. Lee, H. Park, K. Kim, J.G. Lee, and C.G. Park. Roll angle estimation for smart munitions under gps jamming environment. *The International Federation of Automatic Control*, 2008.
- [7] E. Lindquist and R.D. Kreichauf. Apparatus and appertaining methode for upfinding in spinning projectiles using a phase-lock-loop or correlation mechanism. U.S. Patent 7,395,987 B2, Honeywell International Inc., 2008.
- [8] J. Rogers, M. Costello, T. Harkins, and M. Hamaoui. Effective use of magnetometer feedback for smart projectile applications. *Navigation: Journal of*

*The Institute of Navigation*, 2011.

- [9] J. Rogers, M. Costello, and D. Hepner. Roll orientation estimator for smart projectiles using thermopile sensors. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011.
- [10] W.V. Velde, J. Cafarella, H.-W. Tseng, G. Dimos, and T. Upadhyay. Gps-based measurements of roll rate and roll angle of spinning platforms. Technical report.
- [11] U.S. Coast Guard Navigation Center. Navstar gps user equipment introduction. Technical report, United States Coast Guard, 1996.
- [12] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and E. Wasle. *GNSS - Global Navigation Satellite Systems. GPS, GLONASS, Galileo and more*. Springer, 2008.
- [13] G. Seeber. *Satellite Geodesy*. Walter de Gruyter, 2003.
- [14] B. Hofmann-Wellenhof and H. Moritz. *Physical Geodesy second edition*. Springer Wien New York, 2006.
- [15] W. Torge and J. Müller. *Geodesy 4th edition*. De Gruyter, 2012.
- [16] J.A. Farrell. *Aided Navigation GPS with High Rate Sensors*. Mc Graw Hill, 2008.
- [17] A. Joseph and M. Petovello. Gnss solution: Measuring gnss signal strength. what is the difference between snr and  $c/n_0$ ? *InsideGNSS*, November/December 2010.
- [18] European Space Agency. Antennas. <http://www.navipedia.net/index.php/Antennas>, 2014. Accessed: 05.05.2015.
- [19] H. Kuusniemi, E. Airos, Bhulyan M.Z.H., and Kröger T. Gnss jammers: how vulnerable are consumer grade satellite navigation receivers? *European Journal of Navigation*, 2012.
- [20] O. Kristiansen. Parameter estimeringsteknikker introduksjon til minste kvadraters metode og kalmanfiltrering. Technical report, Universitetet for Miljø og Biovitenskap IMT, 2013.

- [21] H. Hauglin. Nøyaktig tid. hva er egentlig nøyaktig eller absolutt tid? <http://http://www.justervesenet.no/Modules/article.aspx?ObjectType=Article&Article.ID=949&Category.ID=827>, 2013. Accessed: 12.05.15.





# Kapittel 9

## Vedlegg

|           |                |            |
|-----------|----------------|------------|
| Datablad  | IMU,           | ADIS160405 |
| Datablad  | GPS,           | LEA6       |
| Protokoll | u-blox format, | NAV-SOL    |
| Protokoll | u-blox format, | NAV-SVINFO |



### FEATURES

Triaxial, digital gyroscope with digital range scaling

$\pm 75^\circ/\text{sec}$ ,  $\pm 150^\circ/\text{sec}$ ,  $\pm 300^\circ/\text{sec}$  settings

Tight orthogonal alignment,  $0.05^\circ$

Triaxial, digital accelerometer,  $\pm 18 g$

Triaxial, digital magnetometer,  $\pm 2.5$  gauss

Autonomous operation and data collection

No external configuration commands required

220 ms start-up time

4 ms sleep mode recovery time

Factory calibrated sensitivity, bias, and axial alignment

Calibration temperature range:  $-40^\circ\text{C}$  to  $+85^\circ\text{C}$

SPI-compatible serial interface

Embedded temperature sensor

Programmable operation and control

Automatic and manual bias correction controls

Bartlett window FIR length, number of taps

Digital I/O: data ready, alarm indicator, general-purpose

Alarms for condition monitoring

Sleep mode for power management

DAC output voltage

Enable external sample clock input up to 1.2 kHz

Single-command self test

Single-supply operation: 4.75 V to 5.25 V

2000 g shock survivability

Operating temperature range:  $-40^\circ\text{C}$  to  $+105^\circ\text{C}$

### APPLICATIONS

Unmanned aerial vehicles

Platform control

Digital compassing

Navigation

### GENERAL DESCRIPTION

The ADIS16405 iSensor® product is a complete inertial system that includes a triaxial gyroscope, a triaxial accelerometer, and a triaxial magnetometer. The ADIS16405 combines the Analog Devices, Inc., proprietary iMEMS® technology with signal conditioning that optimizes dynamic performance. The factory calibration characterizes each sensor for sensitivity, bias, alignment, and linear acceleration (gyroscope bias). As a result, each sensor has its own dynamic compensation for correction formulas that provide accurate sensor measurements over a temperature range of  $-40^\circ\text{C}$  to  $+85^\circ\text{C}$ . The magnetometers employ a self correction function to provide accurate bias performance over temperature as well.

### FUNCTIONAL BLOCK DIAGRAM

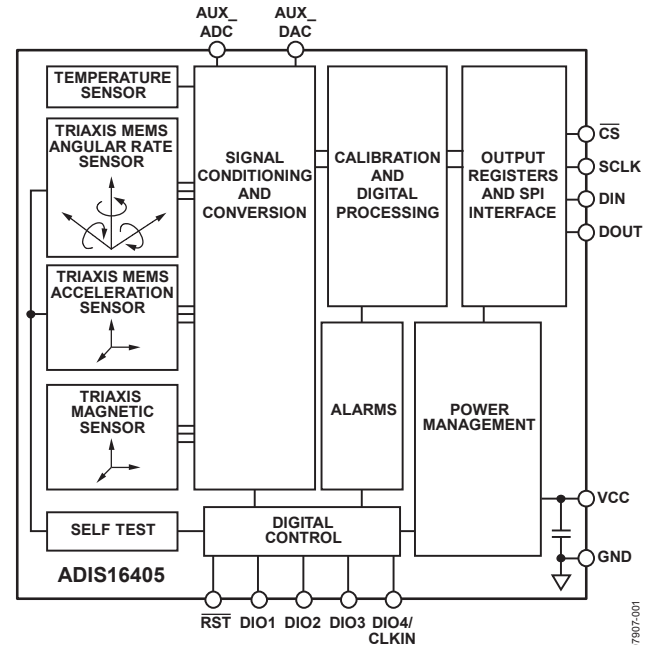


Figure 1.

The ADIS16405 provides a simple, cost effective method for integrating accurate, multiple axis inertial sensing into industrial systems, especially when compared with the complexity and investment associated with discrete designs. All necessary motion testing and calibration are part of the production process at the factory, greatly reducing system integration time. Tight orthogonal alignment simplifies inertial frame alignment in navigation systems. An improved serial peripheral interface (SPI) and register structure provide faster data collection and configuration control. By using a compatible pinout and the same package as the ADIS16362/ADIS16364/ADIS16365/ADIS16367 family, upgrading to the ADIS16405 requires only firmware changes to accommodate additional sensors and register map updates.

This compact module is approximately 23 mm × 23 mm × 23 mm and provides a flexible connector interface that enables multiple mounting orientation options.

## 1.3 GPS performance

| Parameter                                  | Specification  |                                     |                          |          |
|--|--|-------------------------------------|--------------------------|----------|
| Receiver type                              | 50 Channels<br>GPS L1 frequency, C/A Code<br>GALILEO Open Service capable <sup>1</sup><br>GLONASS FDMA <sup>1</sup><br>SBAS: WAAS, EGNOS, MSAS |                                     |                          |          |
| Time-To-First-Fix <sup>2</sup>             |  | LEA-6H/LEA-6S/<br>LEA-6T-0/LEA-6T-1 | LEA-6A/ LEA-6R           | LEA-6T-2 |
|  | Cold Start (without aiding)  | 26 s                                | 27 s                     | 28 s     |
|  | Warm Start (without aiding)  | 26 s                                | 27 s                     | 28 s     |
|  | Hot Start (without aiding)   | 1 s                                 | 1 s                      | 1 s      |
|  | Aided Starts <sup>3</sup>  | 1 s                                 | 3 s                      | 1 s      |
| Sensitivity <sup>4</sup>                   |  | LEA-6H/LEA-6S/<br>LEA-6T-0/LEA-6T-1 | LEA-6A/ LEA-6R           | LEA-6T-2 |
|  | Tracking & Navigation  | -162 dBm                            | -162 dBm                 | -160 dBm |
|  | Reacquisition  | -160 dBm                            | -160 dBm                 | -160 dBm |
|  | Cold Start (without aiding)  | -148 dBm                            | -147 dBm                 | -147dBm  |
| Max. Navigation update rate                |  | LEA-6A/ LEA-6S/ LEA-6T-0            | LEA-6H/LEA-6T-1/LEA-6T-2 | LEA-6R   |
|  |  | 5 Hz                                | 2 Hz                     | 1 Hz     |
| Horizontal position accuracy <sup>5</sup>  | Without aiding   | 2.5 m                               |                          |          |
|  | SBAS   | 2.0 m                               |                          |          |
| Configurable Timepulse frequency range     |  | LEA-6H/ LEA-6S/ LEA-6A/<br>LEA-6R   | LEA-6T                   |          |
|  |  | 0.25 Hz to 1 kHz                    | 0.25 Hz to 10 MHz        |          |
| Accuracy for Timepulse signal <sup>6</sup> | RMS  | 30 ns                               |                          |          |
|  | 99%  | <60 ns                              |                          |          |
|  | Compensated <sup>7</sup>   | 15 ns                               |                          |          |
| Velocity accuracy <sup>6</sup>             |  | 0.1 m/s                             |                          |          |
| Heading accuracy <sup>6</sup>              |  | 0.5 degrees                         |                          |          |
| Operational Limits                         | Dynamics   | ≤ 4 g                               |                          |          |
|  | Altitude <sup>8</sup>  | 50,000 m                            |                          |          |
|  | Velocity <sup>8</sup>  | 500 m/s                             |                          |          |

**Table 2: LEA-6 GPS performance**

<sup>1</sup> Via FW update on LEA-6H

<sup>2</sup> All satellites at -130 dBm

<sup>3</sup> Dependant on aiding data connection speed and latency

<sup>4</sup> Demonstrated with a good active antenna

<sup>5</sup> CEP, 50%, 24 hours static, -130 dBm, SEP: < 3.5 m

<sup>6</sup> Under good GPS signal conditions

<sup>7</sup> Quantization error information can be used with LEA-6T to compensate the granularity related error of the timepulse signal

<sup>8</sup> Assuming Airborne < 4g platform

## 35.9 NAV-SOL (0x01 0x06)

### 35.9.1 Navigation Solution Information

| Message           | <b>NAV-SOL</b>   |           |                |           |  |
|-------------------|--|-----------|----------------|-----------|--|
| Description       | <b>Navigation Solution Information</b>   |           |                |           |  |
| Firmware          | Supported on u-blox 6 from firmware version 6.00 up to version 7.03.                           |           |                |           |  |
| 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..5<br>0x00 = No Fix<br>0x01 = Dead Reckoning only<br>0x02 = 2D-Fix<br>0x03 = 3D-Fix<br>0x04 = GPS + dead reckoning combined<br>0x05 = Time only fix<br>0x06..0xff: reserved |
| 11                | X1   | -         | flags          | -         | Fix Status Flags (see <a href="#">graphic below</a> )  |
| 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   | -         | reserved1      | -         | Reserved   |
| 47                | U1   | -         | numSV          | -         | Number of SVs used in Nav Solution   |
| 48                | U4   | -         | reserved2      | -         | Reserved   |

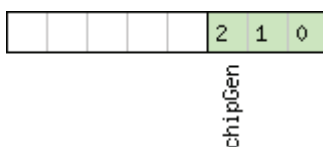
## 35.11 NAV-SVINFO (0x01 0x30)

### 35.11.1 Space Vehicle Information

|                                       |  |           |                |           |   |
|---------------------------------------|--|-----------|----------------|-----------|---|
| Message                               | <b>NAV-SVINFO</b>  |           |                |           |   |
| Description                           | <b>Space Vehicle Information</b>                                     |           |                |           |   |
| Firmware                              | Supported on u-blox 6 from firmware version 6.00 up to version 7.03. |           |                |           |   |
| 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 <a href="#">graphic below</a> )          |
| 6                                     | U2   | -         | reserved2      | -         | Reserved  |
| Start of repeated block (numCh times) |  |           |                |           |   |
| 8 + 12*N                              | U1   | -         | chn            | -         | Channel number, 255 for SVs not assigned to a channel |
| 9 + 12*N                              | U1   | -         | svid           | -         | Satellite ID  |
| 10 + 12*N                             | X1   | -         | flags          | -         | Bitmask (see <a href="#">graphic below</a> )          |
| 11 + 12*N                             | X1   | -         | quality        | -         | Bitfield (see <a href="#">graphic below</a> )         |
| 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                 |  |           |                |           |   |

### Bitfield globalFlags

This Graphic explains the bits of globalFlags



- signed value
- unsigned value
- reserved

| Name    | Description   |
|---------|---|
| chipGen | Chip hardware generation<br>0: Antaris, Antaris 4<br>1: u-blox 5<br>2: u-blox 6 |



Norges miljø- og  
biovitenskapelige  
universitet

Postboks 5003  
NO-1432 Ås  
67 23 00 00  
[www.nmbu.no](http://www.nmbu.no)