



UiT Norges arktiske universitet

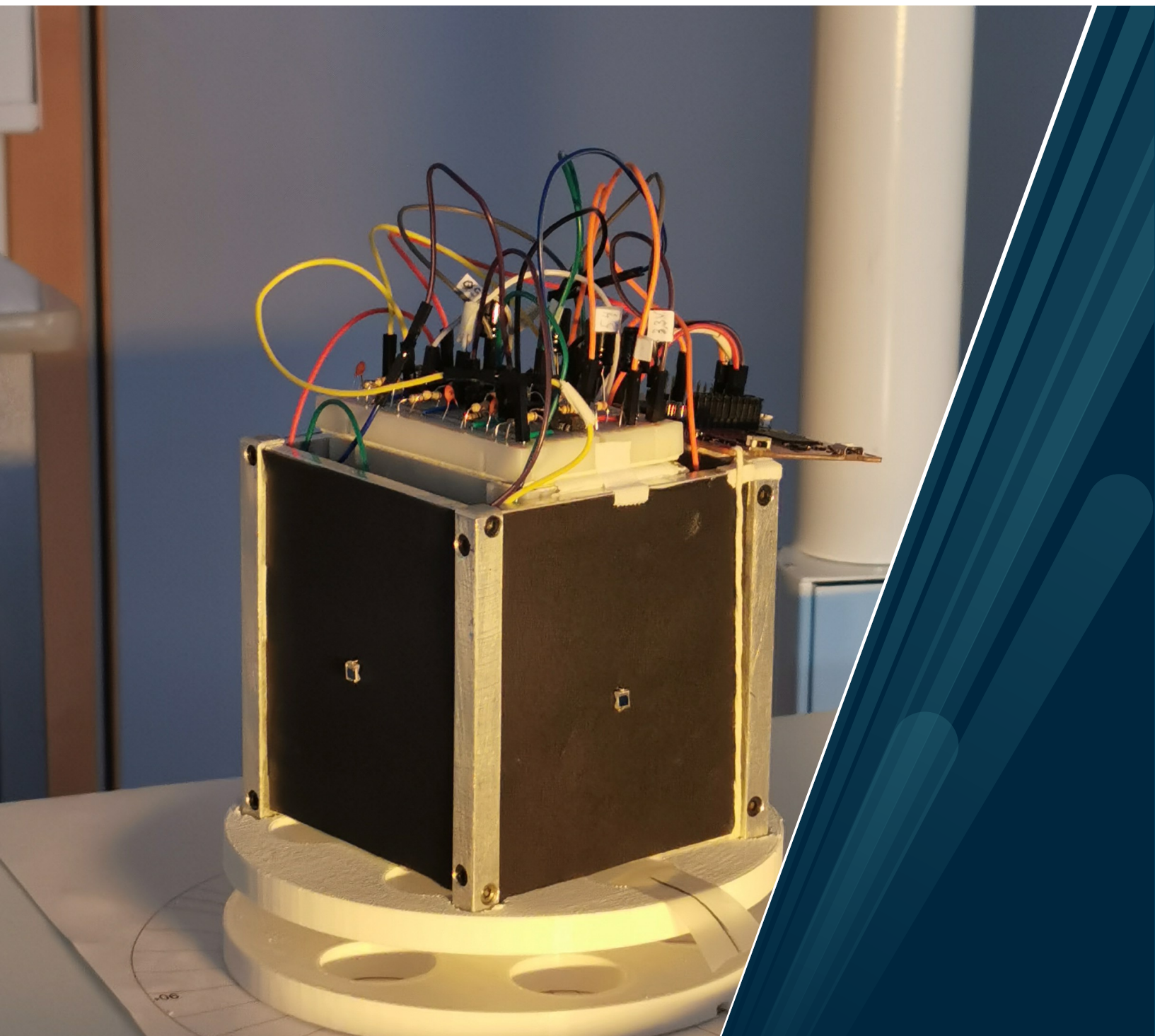
Fakultet for ingeniørvitenskap og teknologi
Institutt for elektroteknologi

Hardware evaluering av en 'functional model' for et 'Attitude Determination and Control System' på en småsatellitt.

STE-2780 Bacheloroppgave satellitteknologi

Elisabeth Salhus og Jostein Tijhuis

IET



<i>Tittel (norsk): Hardware evaluering av en 'functional model' for et 'Attitude Determination and Control System' på en småsatellitt.</i> <i>Title (english): Hardware evaluation of a functional model for an Attitude Determination and Control System on a small satellite.</i> <i>Veileder: Tom Stian Andersen og Annette Fossli Brustad</i> <i>Forfattere: Elisabeth Salhus og Jostein Tijhuis</i>	<i>Dato: 25. mai 2021</i> <i>Gradering: Åpen</i> <i>Antall sider: 63</i> <i>Vedlegg: 14</i>
---	--

<i>Oppdragsgiver: Tom Stian Andersen og Annette Fossli Brustad</i> <i>Oppdragsgivers kontaktperson: Tom Stian Andersen og Annette Fossli Brustad</i>

<i>Sammendrag: Mye har skjedd med COTS teknologien den siste tiden. Denne oppgaven tar for seg forskjellige sensorer og aktuatorer og bedømmer hvilke som er aktuelle til bruk i en småsatellitt. Det er gjennomført tester på analog solsensor, magnetometer og reaksjonshjul for bygge erfaring med hvordan det er å konstruere og programmere sensorer og aktuatorer. Der alle prototypene er satt sammen av COTS teknologi.</i>

<i>Abstract: A lot has happened with COTS technology lately. This task deals with different sensors and actuators and decides which ones are suitable for use in a small satellite. Tests have been carried out on analogue solar sensors, magnetometers and reaction wheels, to build experience of what it is like to design and program sensors and actuators. All the prototypes are assembled using COTS technology.</i>

Forord

Vi ønsker å takke våre to veiledere, Anette Fossli Brustad og Tom Stiland Andersen, for all hjelp med å gjennomføre denne rapporten. Vi vil takke Øyvind Søråas og Erlend Bjørk for hjelp med å lage reaksjonshjul og test utstyr, samt. Ketil Hansen for all hjelp med å finne komponenter og div. test utstyr. I tillegg ønsker vi å takke alle våre forelesere for alt dere har lært oss gjennom bacheloren.

Sammendrag

Mye har skjedd med COTS teknologien den siste tiden. Denne oppgaven tar for seg forskjellige sensorer og aktuatorer og bedømmer hvilke som er aktuelle til bruk i en småsatellitt. Det er gjennomført tester på analog solsensor, magnetometer og reaksjonshjul for bygge erfaring med hvordan det er å konstruere og programmere sensorer og aktuatorer. Der alle prototypene er satt sammen av COTS teknologi.

Innhold

Forord	i
Sammendrag	iii
Figurer	vii
Tabeller	ix
1 Innledning	1
1.1 Bakgrunn	1
1.2 Beskrivelse av oppgaven	1
1.3 Oppgavens avgrensninger	2
1.4 Gjennomføring av testing	2
2 Teori	3
2.1 Småsatellitter	3
2.1.1 Commercial off the shelf technology	3
2.1.2 CubeSat	4
2.2 Miljø i rommet	4
2.2.1 Stråling	4
2.2.2 Vakuum	4
2.3 Attitude geometri	5
2.4 Orienteringsbestemmelse	5
2.4.1 Solsensor	5
2.4.2 Gyroskop	6
2.4.3 Magnetometer	9
2.4.4 Horisontsensor	12
2.5 Aktuatorer	13
2.5.1 Reaksjonshjul	13
2.5.2 Motoren	16
2.5.3 Control Moment Gyros	23
2.5.4 Magnetic torquers	25
2.5.5 Fremdriftsraketter	26
2.5.6 Stabilisering ved hjelp av eksterne påvirkninger	27
2.5.7 Moment Dumping	27
3 Fremgangsmåte	29
3.1 Solsensor	29
3.2 Gyroskop og Magnetometer	35
3.3 Gyroskop	36
3.4 Realisering av en reaksjonshjulsrets.	36
3.4.1 Rotasjonshjul	36
3.4.2 Motor	39

3.4.3	Programmering av reaksjonshjulkrets	43
3.4.4	PID kontroll	44
3.4.5	Testing av fysiske system	45
4	Resultater	47
4.1	Solsensor	47
4.2	Reaksjonshjul	50
4.2.1	Simulering av kode	52
4.3	Magnetometer	53
4.4	Gyroskop	53
5	Diskusjon	55
5.1	Valg av sensor	55
5.1.1	Solsensor i småsatellitt	55
5.1.2	Gyroskop i småsatellitt	55
5.1.3	Magnetometer i småsatellitt	56
5.1.4	Horisontsensor i småsatellitt	56
5.2	Valg av aktuatorer	57
5.2.1	Reaksjonshjul	57
5.2.2	Andre metoder	58
5.3	Solsensor	59
5.4	Reaksjonshjul	60
5.4.1	PWM og BEMF	60
5.5	Magnetometer	60
5.6	Gyroskop	61
5.7	Videre Arbeid	61
6	Konklusjon	63
A	Vedlegg	67
A.1	Datablad Fotodiode, BPW34S.	67
A.2	Datablad Magnetometer, HMC5883L.	67
A.3	Datablad IC-Krets motor, l293	67
A.4	Grade Hjul	67
A.5	Kode for lysdiodekrets og RW-krets	67
A.6	Kode for magnetometer	67
A.7	Kode for gyroskop	67
A.8	Skjemategning for 10DOF	68
A.9	Koblingsskjema for 10DOF	68
A.10	Flytskjema PID kontroll	68
A.11	Simuleringsverdier av lysdiodekrets	68
A.12	Datablad Gyroskop L3G4200	68
A.13	MålingerMagnetometer	68
A.14	Relevant info	68

Figurer

2.1	Digital solsensor[23]	6
2.2	Analog solsensor [23]	7
2.3	En skisse over prinsippet bak et Rate Gyro [22].	7
2.4	prinsipp for hvordan et MEMS gyroskop fungerer [28]	8
2.5	Prinsipp for hvordan hall effekten fungerer (basert på figur fra [13]).	9
2.6	Skisse av hvordan en Flux Gate med to spoler er bygget opp [13].	10
2.7	Skisse av et AMR element [13].	11
2.8	Skanne teknikken til en Horisontsensor [4]	12
2.9	Reaksjonshjul med tre akser.	14
2.10	Plasseringen av tre reksjonshjul slik at det danner et ortogonalt system.	15
2.11	Prinsipp bak en DC børstet motor.	16
2.12	Prinsipiell tegning bak en børsteløs motor.	17
2.13	Rotor for børsteløs motor.	17
2.14	3-halvbro kretser for styring av en trefaset børsteløs motor.	18
2.15	Pulsbreddemodulert likespenning.	18
2.16	Figuren viser tidsdiagrammet for de tre fasene til en BLDC styrekrets og hvordan dreiemomentet fra motoren vil se ut i forhold til θ grader.	19
2.17	Tidsdiagrammet for utsignalet til tre hall-effekt sensorer for hvert av de seks stadiene ved Trapezoidal Commutation.	20
2.18	Tidsdiagrammet for hvordan de tre fasene i en BLDC motor skal induseres ved bruken av hall-effekt sensorer.	21
2.19	CMG-hjul og dens akser.	23
2.20	4 CMG-hjul montert i pyramide-oppsett. [29].	24
2.21	4 CMG-hjul montert i pyramide-oppsett.	24
2.22	Dreiemoment om en mutter. Prinsippet er det samme som for fremdriftsraketter.	26
3.1	Ett blokkdiagram av det sammensatte systemet	29
3.2	Kretsen til solsensoren	30
3.3	Regresjonsanalyse av plott hentet fra Figur 8 seksjon A.1	32
3.4	Flytskjema for lysdiodekrets. Main loop og initialisering	33
3.5	Flytskjema for lysdiodekrets. ADC avbrudd	34
3.6	Flytskjema over program for å hente ut data fra magnetometer	36
3.7	Flytskjema for gyroskop	37
3.8	Planlagt design av rotasjonshjul	38
3.9	Kretsen til styring av motor	41
3.10	Flytskjema for programmet som styrer rotasjonshjulet	43
3.11	Testmodul for lysdiode- og reaksjonshjulkrets	45
3.12	3D design av rotasjonsflate	46
4.1	Testmodulen sett ovenifra.	49
4.2	Grafer ved rotasjonstest, Nord (gul) og Sør (blå).	49
4.3	Grafer ved rotasjonstest, Øst (gul) og Vest (blå).	49
4.4	Skisse av reaksjonshjulene. Hjul A er av Aluminium mens hjul B er av Jern.	50

4.5	PWM signal med varierende duty-cycle fra 0 til 100 %	52
4.6	Bildet av magnetometer oppsettet som ble brukt under testing.	53
5.1	Ett blokkdiagram av det sammensatte systemet	61

Tabeller

3.1	Reaksjonshjul rotasjonstid	40
4.1	Praktisk test av lysdiodekrets	48
4.2	Rotasjonstid for CubeSatellitter med egendesignet system	51
4.3	PWM spenninger ved forskjellige “duty-cycles”, fart er gitt i rpm	52
4.4	Resultater fra praktisk test av magnetometeret	54



Innledning

1.1 Bakgrunn

I “Melding til Stortinget 2019-2020 Høytflyvende satellitter - jordnære formål” er det gjort klart at Norge har lyst til å satse på romvirksomhet i årene som kommer. Dette har blitt eksemplifisert med at Andøya rakettskytefelt fikk innvilget 365 millioner kroner til utviding av sine oppskytningsmuligheter til å innefatte plassering av småsatellitter i lavbaner. Norges Arktiske Universitet, campus Narvik, har lang erfaring med satellittbygging fra NCUBE I&II og HiNCube, sistnevnte ble påbegynt og gjennomført i 2006 og er den siste nanosatellitten som UiT campus Narvik har konstruert. Studentene ved campus Narvik er derfor klare for å gå over til et nytt satellittprosjekt.

De siste tiårene har det vært stor fremgang i sensorteknologi og 'Commercial Off-The-Shelves' (COTS) komponenter som gjør at satellittsystemene kan konstrueres billigere og systemene kan ta mindre plass. Teknologien som ble brukt ved HiNCube kan derfor være utdatert, så formålet med denne hovedoppgaven er å evaluere eksisterende COTS-teknologier og å komme frem til gode løsninger for problemstillinger som oppstår i slike prosjekt. Denne oppgaven skal derfor kunne brukes som referanse ved senere satellittprosjekt og oppgaven skal møte problemstillinger som senere prosjekt slipper å møte.

1.2 Beskrivelse av oppgaven

Oppgaven tar for seg forskjellige mulige ingeniørløsninger på vesentlige problemstillinger innenfor temaet “Attitude Determination and Control” (ADCS) ved bruk av COTS komponenter.

Oppgaven består av et litteraturstudie over etablerte metoder for orienteringsbestemmelse og styring av romsystem. Det er gjennomført en evaluering av COTS komponenter som kan være aktuelle å anvende i en småsatellitt. I tillegg til litteraturstudiet er det produsert og testet prototyper av utvalgte sensorer og aktuatorer for bruk i et ADCS system.

1.3 Oppgavens avgrensninger

Denne rapporten er gjennomført av to Satellitteknologi studenter, som en avsluttende bachelor oppgave. Prosjektet begrenset til rundt tusen arbeidstimer til sammen. Man vil derfor gjøre noen avgrensninger på problemstillingen for å begrense arbeidsmengden.

Denne rapporten tar kun for seg et begrenset antall sensorer og aktuatorer. Ved valg av hvilke sensorer og styringssystem som skulle testes, er der tatt høyde for pris og tilgjengelighet. I tillegg er systemenes kompleksitet vurdert på forhånd, da det er begrenset med tid.

Det er ikke gjennomført omgivelsetester på komponenter. Dette gjør at det ikke kan garanteres at komponentene brukt i denne rapporten vil takle påkjenningene en satellitt vil oppleve. Denne rapporten er kun en veiledning for element man bør ta høyde for ved valg av komponenter.

De forskjellige prototypene skal kun designes til å forholde seg til én akse. Prototypene som er brukt i denne rapporten er ikke ekvivalent med en fungerende modell. Prototypene er kun laget for å hente ut data, og ikke for å takle støy eller med hensyn på masse og volum. Komponentene som er brukt i denne rapporten er valgt hovedsaklig fordi de var tilgjengelig på universitetets lager.

1.4 Gjennomføring av testing

Testing av prototypene har ikke blitt gjennomført under ideelle forhold. Hvor de elektriske kretsene er koblet opp på "breadboard" med koblingskabler, som har ført til at resultateene er påvirket av støy.

Avlesning av vinkel på gradskive er gjort med øyemål og kan ha avvik på $\pm 2^\circ$.

/2

Teori

2.1 Småsatellitter

Satellitter med masse mindre enn 150 kg, blir kategorisert som en småsatellitt [6]. Her inkluderes mikrosatellitter (100-10 kg), nanosatellitter (10-1 kg) og pikosatellitter (1-0,1 kg). Etter den store utviklingen i det kommersielle markedet, med smarttelefoner og mer kompakt elektronikk, er man i stand til å produsere mindre system som kan gjennomføre samme oppgaver.

Fordelen med småsatellitter er at utviklingstiden går raskere og det krever ikke like mye arbeidskraft på prosjektet. For større satellittprosjekt kan perioden det tar å lage satellitten, så lang tid at teknologien ligger langt bak markedet. Det er uheldig at teknologien er utdatert allerede før oppskyting.

En av de største fordelene med å redusere massen til en satellitt, er prisen. Fra 2010 til 2020 har prisen på å sende nyttelast i bane kostet mellom \$10 000 og \$1 400 per kilo [9]. Prisen varierer i forhold til banehøyden. Denne prisreduksjonen har ført til at satellitter blir mer tilgjengelig for det kommersielle markedet og til undervisning.

2.1.1 Commercial off the shelf technology

Kommersielle komponenter som er tilgjengelig for almenheten, kalles COTS. Slike komponenter er ikke laget med intensjonen om at det skal brukes i rommet. Dette betyr ikke nødvendigvis at de ikke vil tåle det.

COTS teknologi har ofte lavere pris enn spesialbestilte komponenter som er laget for ekstreme omgivelser. Grunnen til dette er at spesialbestilt teknologi er testet på forhånd, med tilstrekkelig dokumentasjon. Ved COTS komponenter er det opp til kjøper å gjennomføre tester. Selv om én komponent består testene, er det ikke sikkert en identisk komponent får samme resultatene [25]. I tillegg må man være forberedt på at hver enkelt komponent reagerer forskjellig på varme endring og stråling.

2.1.2 CubeSat

I 1999 kom California Polytechnic State University og Stanford University opp med et format for å gi avgangsstudenter mulighet til å skyte opp en nanosatellitt [25]. Dette formatet kalte de en CubeSat. Denne satellitten er en 10x10x10 cm kube, med maksimal masse på 1,33 kg.

Juni 2003 ble den første CubeSaten skutt opp ombord på Eurockot. Etter dette slo CubeSat til på universiteter i Europa. Dette førte til at CubeSat ble en standard, hvor man kan kombinere flere kuber sammen til en CubeSat. Hvor den originale CubeSaten er en 1U, kan man kombinere dem sammen til eksempelvis en 2U, 3U og 6U. Det å ha en "Piggyback" satellitt, skaper ekstra arbeid og risiko under oppskytning. Siden CubeSat har krav om ytre diameter på 10x10 cm var det naturlig å lage et felles oppskytnings kapsel. Derfor bygget Cal Poly en standard kapsel for CubeSater, kalt Poly-Picoastellitt Orbital Deployer (P-POD) [25].

Frem til 2013 var det meste av CubeSater som var skutt opp, laget for akademisk formål. Men i 2014 var store deler av CubeSatene skutt opp for kommersielle formål, av små og store bedrifter eller radio amatører. Hvor det i 2017 var rekordmange oppskytninger, på 103 nanosatellitter ble skutt opp.

Oppskytning av en 1U CubeSat koster mellom \$ 40 000 til \$ 85 000.

2.2 Miljø i rommet

Gjennom reisen en småsatellitt skal gjennom, fra den skytes opp i en raket til den går i bane rundt jorden, vil satellitten utsettes for flere mekaniske utfordringer. I dette kapittelet skal det gå gjennom miljøpåvirkninger som man må ta hensyn til i verdensrommet.

2.2.1 Stråling

Radioaktiv stråling påvirker alt materialet til et viss nivå. Strålingen er verst i Van Allen beltet, men er også betydelig effekt i andre banehøyder [4]. Metaller som sink og kadmium er ekstra sensitive for stråling. I tillegg er semikonduktivt materiale og biologisk vev sensitiv for radioaktiv stråling. Stråling fører til at komponenter kan endre egenskaper og i hverste tilfellet kan det føre til permanent skade.

For å redusere strålingen kan man implimentere strålings skjerming. Aluminium er materialet som vanligvis brukes til skjerming. Har man en ekstra sensitiv komponent, kan det være nødvendig å bruke tantalum eller tungsten i området rundt komponenten. Dette er en vanskelig oppgave, som krever mye beregning [4]. I noen tilfeller kan skjermingen forverre situasjonen. Dette i form av at hastigheten på partikler reduseres og fører til større grad av ionisering.

2.2.2 Vakuum

Ved vakuum er det ikke lenger mulig å overføre varme ved hjelp av konveksjon. Det er bare mulig ved hjelp av stråling og konduksjon. Dette gjør at komponenter som blir utsatt for stråling fra Sola kan oppleve en temperaturendring på over hundre °C [1].

I tillegg vil mangelen på atmosfære forårsake 'outgassing'. 'Outgassing' betyr at gass eller partikler enten blir sperret inne i materiale eller kondenserer ut [1]. Faren med dette er at denne kondensen kan legge seg på optiske elementer eller solceller og dermed senke kvaliteten på oppdraget. Det finnes materialer som produserer mindre avfallsstoffer enn andre. Et annet alternativ er å kjøre en 'bakeout' for å drive ut mulige

gasser ut fra materialet før oppskytning. 'Bakeout' går ut på å utsette materialet for høy temperatur og vakuum. Dette skal fremskynde 'outgassing' prosessen, slik at materialet kvitter seg med avfallsstoffer på forhånd.

2.3 Attitude geometri

Dette delkapittelet skal ta for seg prinsippene bak hvordan ADCS system regner ut sin fysiske posisjon i forhold til jorden og andre himmellegemer, for så å kunne endre sin egen fysiske orientering. For å kunne beskrive posisjonen til en satellitt i rommet må man bruke en rekke referanserammer. Referanserammer er tredimensjonale koordinatsystem som kan beskrive retninger og avstander i forhold til en rekke fysiske legemer.

Man kan starte med satellittens egne referanseramme, "Body Frame" (BF). BF er et koordinatsystem som brukeren av satellitten gjerne definerer, ofte legges x-aksen langs kjøreretningen til satellitten i sin planlagte bane.

Det er tre andre referanserammer som kan koble satellittens orientering med en plassering om jorden. Disse tre er ECI (Earth-Centered Inertial), ECEF (Earth-Centered Earth Fixed) og OF (Orbit Frame). ECI og ECEF rammene har jordens massesentrum plassert i origo, mens de andre to aksene er avhengig av hva referanserammen fokuserer på. X-aksen til ECI ligger på ekvator og peker langs kjøreretningen til jorden rundt solen. X-aksen til ECEF peker langs ekvatorplanet mot Greenwich lengdegraden. Origo til OF ligger i massesentrum til satellitten og x-aksen peker mot jordens sentrum. Y-aksene fullfører koordinatsystemene [10].

For å kunne finne attituden til en satellitt trenger vi noen felles faktorer for BF og ett av de tre andre referanserammene. Dette gjøres ved å finne et minimum av to retningsvektorer som er felles. Retningsvektorer sier noe om hvordan satellitten peker i forhold til kjente kilder. Dette kan være hvordan en satellitt peker i forhold til solen, hvordan magnetometre måler den lokale magnetfelt kraften eller hvordan satellitten peker mot kjente stjerner. Når man har skaffet seg to av disse vektorene vil man ha muligheten til å konstruere en rotasjonsmatrise. Dette kan man gjøre ved bruken av triad eller q-metoden [8]. Etter man har skaffet seg en rotasjonsmatrise vil man gjerne overføre disse vinklene over til en annen referanseramme. Denne referanserammen vil være en av de tre som ble beskrevet over. For å gjøre dette kan man enten bruke Euler-vinkler [24] eller Quaternioner [8]. Man ender opp med en matrise med vinkler som beskriver orienteringen til de tre aksene til satellitten fra BF i ett av de tre andre rammene.

2.4 Orienteringsbestemmelse

Alle autonome fartøy er avhengig av å beskrive orienteringen sin for å kunne styre seg ut i fra dette. Det finnes kategorier med sensorer. Den ene er absolutt sensor. Som betyr at sensoren måler en absolutt orientering i forhold til en kjent referanse, eksempelvis sola eller jorda. Den andre typen er en "Inertiel" sensor som kun kan beskrive endring i orientering. Videre i kapittelet beskrives det forskjellige typer sensorer som kan detektere fartøyets orientering. Alle sensorene bortsett fra gyroskop, er absolutte sensorer.

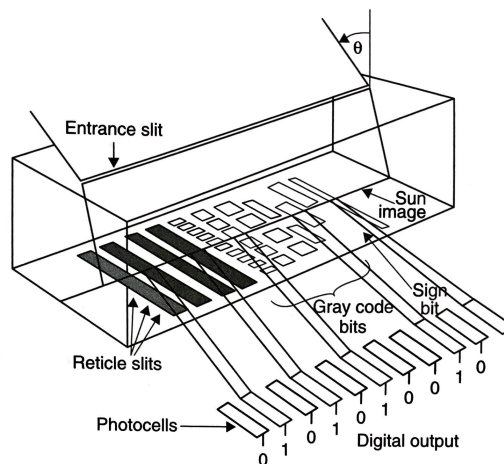
2.4.1 Solsensor

Solsensor bruker sola til å bestemme orientering. Denne sensoren blir vanligvis brukt på satellitter som er avhengig av solenergi, eller for å beskytte sensitive deler mot solstråling [12]. Solsensor deles inn i

digital- og analogsensor. Ulempen med solsensorer er at når satellitten ikke er belyst kan man ikke hente ut verdier fra solsensoren.

Digital Solsensor

Digitale solsensorer gir ut en bitverdi basert på hvilke celler i sensoren som blir belyst. På Figur 2.1 ser man konseptet til en digital solsensor. Denne sensoren består av flere fotoceller som ligger inni en boks. Boksen har en liten glipe som gjør at det opplyste området inni boksen vil avhenge av solas vinkel. Avhengig av hvilke celler som blir belyst vil man få et bitsignal som beskriver solas plassering i forhold til sensoren. Vanligvis kommer bit sekvensen i form av Grey code.



Figur 2.1: Digital solsensor[23]

Analog Solsensor

En analog solsensor består av en eller flere fotodioder. Fotodioder konverterer lysbølger om til elektrisk strøm og er sensitive for både solstyrken og innfallsvinkelen til strålene. Strømmen oppstår når fotoner blir absorbert av fotodioden. Mengden fluks, E , som treffer overflaten, dA , med en normalvektor $\hat{n}$ er

$$E = \hat{P} \cdot \hat{n} \cdot dA, \quad (2.1)$$

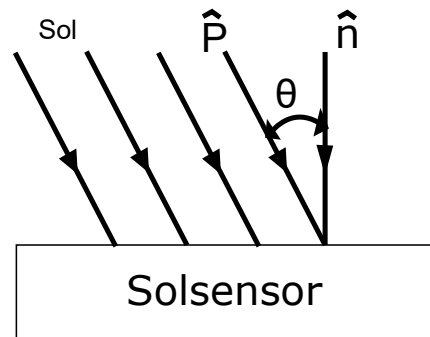
hvor $\hat{P}$ er vektoren som representerer retningen og styrken på energien fra elektromagnetiske strålingen fra solen. Energien ut fra fotodioden er størst når strålene treffer normalt på dioden. Strømmen, I , ut fra dioden kan vanlig hvis uttrykkes med formelen:

$$I(\theta) = I(0)\cos\theta, \quad (2.2)$$

hvor θ er vinkelen mellom normalvektoren til diodens overflate og solstrålene, Figur 2.2. Man kan heller ikke finne den eksakte retningen en solstråle treffer ved å bruke bare en fotodiode. Derfor er man avhengig av minimum tre fotodioder for å kunne beskrive orienteringen til en satellitt i tre dimensjoner. På Figur 2.2 kan man se en illustrasjon på hvordan solstrålene treffer fotodioden.

2.4.2 Gyroskop

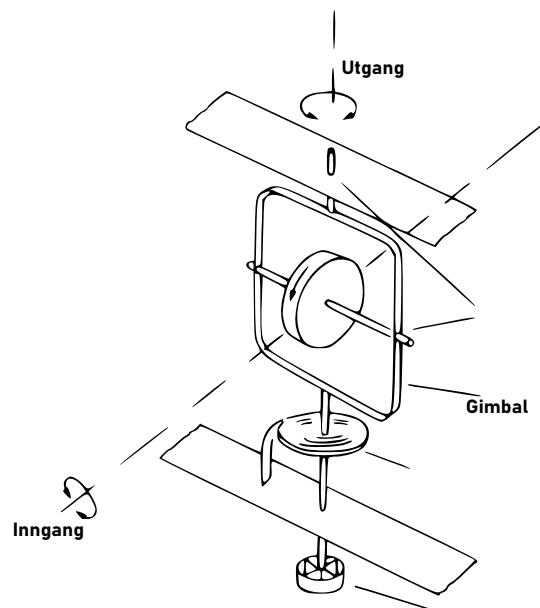
Gyroskop er en "Inertial sensor", som betyr at de ikke er avhengig av andre faktorer for å fungere og er dermed i stand til å levere informasjon med veldig kort sampling intervaller [11]. Gyroskop er et instrument som er kjent for å bruke en spinnende masse til å oppfatte eller reagere på endring i orientering [23]. Det finnes flere forskjellige gyroskoper, hvor fellesnevneren til alle typene er at de måler endring i rotasjon.



Figur 2.2: Analog solsensor [23]

Rate gyro

De mest traditionelle gyroene er “Rate gyro” (RG) og “Rate-integrating gyro” (RIG). Disse fungerer slik at roterer fartøyet, vil “gimbalen” rotere med fartøyet, se Figur 2.3. Ved bruk av RG, måler man denne vinkelhastigheten på utgangen av hver gyro [4]. For å kunne måle tre akser er man avhengig av minimum tre gyroer, man kan legge til en fjerde for å utelukke enkelpunkts feil. RIG har en innebygd integrator og gir ut resultatet oppgitt som integralet av vinkelhastigheten, $\int \omega dt$, altså vinkelakselerasjon. Ulempen med RG er at de har et høyt energi behov og krever mye energi for å rotere massen [22].



Figur 2.3: En skisse over prinsippet bak et Rate Gyro [22].

Ringlaser gyroskop

Som man vet er mekanisk bevegeligedeler en svakhet som kan redusere systemets levetid. Derfor er det utviklet gyroskop uten bevegelige mekanisme. En av de mest kjente er Ringlaser gyroskop (RLG) [4]. RLG fanger opp endring i den sensitive aksen ved å sende ut to laserstråler, en mot og en med klokken. Strålene beveger seg i motsatte ruter, hvor de møtes i en sensor. Den laserstrålen som beveger seg mot rotasjonsbevegelsen vil nå sensoren først. Ut ifra tidsforskjellen på de to strålene kan man beregne bevegelser.

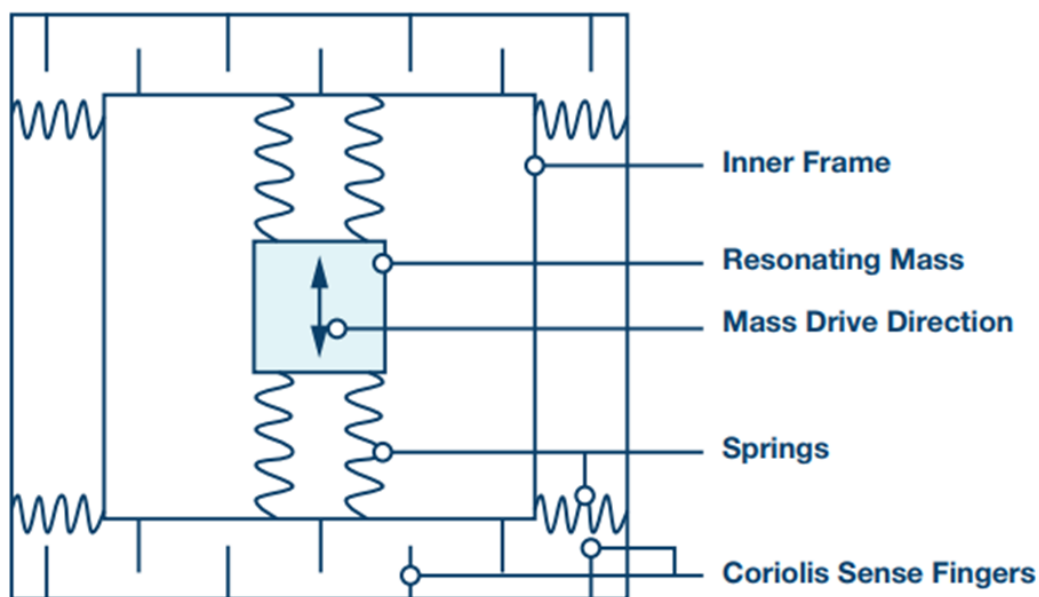
Halvkule resonatorgyroskop

En annen form for gyroskop er Halvkule resonatorgyroskop (HRG). Denne typen gyroskop baserer seg på standbølger. I prinsipp skal den fungere som et vibrerende vinglass. Roterer man vinglasset vil også standbølgen til glasset rotere i samme retning, men ikke like mye. Ut i fra denne differansen kan man beregne hvor mye man har rotert glasset.

HRG er et veldig pålitelig gyroskop med høy presisjon. I tillegg tar det opp lite plass og produserer lite støy. HRG er mest kjent for sin bruk ombord på CASSINI [20]. Her viste HRG sin robusthet, hvor det var i bruk på CASSINI i 13 år, frem til fartøyet gikk tom for drivstoff.

MEMS gyroskop

Den rimeligste og mest kompakte typen gyroskop er microelectromechanical system (MEMS) gyroskopet. Det er opp bygd som man ser på Figur 2.4. Roterer man gyroskopet i den sensitive aksen vil fjærene på den ene siden trekke seg sammen [28]. Dette fører til at kapasitensen som blir målt mellom "Coriolis Sense Fingers" vil endre seg avhengig av retning og hastighet.



Figur 2.4: prinsip for hvordan et MEMS gyroskop fungerer [28]

Sammenlignet med gyroskopene, nevnt over, har MEMS gyro den dårligste presisjonen [2]. For at et gyroskop skal gi presise målinger er det avhengig av lite drift og lite støy. Hvor MEMS gyro har de dårligste drift resultatene. Dette vil føre til at avviket mellom faktisk orientering og orientering hentet fra gyroskopet vil øke for hver måling. Derfor er man avhengig av å kunne kalibrere orientering etter absolutte sensorer hyppig.

2.4.3 Magnetometer

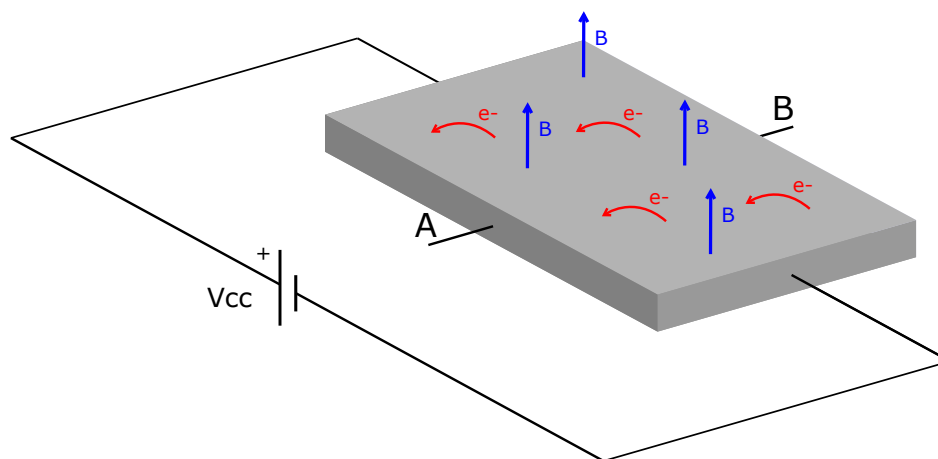
Magnetometer brukes for å måle styrken og retningen på magnetfeltet i nærheten av sensoren. Styrken på magnetfelt blir målt i Gauss (G). På jordas overflate er jordas magnetfeltet mellom 0.25 til 0.65 G. Så blir det svakere desto lenger man beveger seg fra jordas indre. Derfor er man avhengig av et sensitivt magnetometer for å kunne måle magnetfeltet til jorda over jordas overflate.

Magnetometer har gjort det mulig å kartlagt magnetfeltet rundt jorden. Dette har vist oss at jordas magnetfelt har uregelmessige endringer i styrke og retning avhengig av hvor man befinner seg på jorda. På grunn av disse abnormitetene kan man ikke bruke målingene fra et magnetometer alene til å bestemme orientering. Legger man inne en modell av magnetfeltet på fartøyet kan man kunne bruke magnetometere til orienteringsbestemmelse.

Magnetometer er ofte brukt sammen med “magnetic tourcers”. De er kjent for å være robust, men er begrenset av sin lave nøyaktighet på rundt $0,5^\circ$ [4].

Hall Effekt

Den mest populære metoden for å måle magnetfelt er Hall effekt, og er også en av de eldste. Hall effekten går ut på at man har en metall plate, hvor man tilfører strøm gjennom platen slik som på Figur 2.5. Dette gjør at elektroner vil bevege seg gjennom platen i en rett linje. Tilfører man et magnetfelt normalt på platen, vil det påvirke flyten til elektronene. Elektronene vil bevege seg mot punkt A, på Figur 2.5. Dette vil skape et potensiale mellom A og B som blir sterkere desto sterkere magnetfelt er.



Figur 2.5: Prinsipp for hvordan hall effekten fungerer (basert på figur fra [13]).

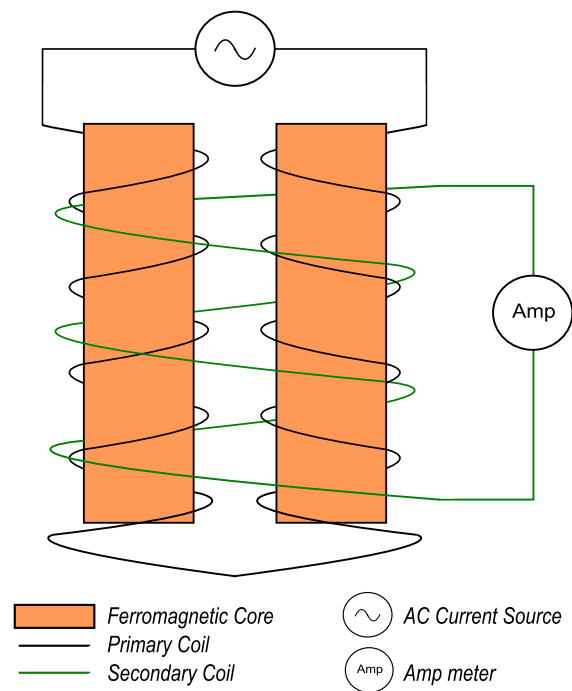
Hall effekt prinsippet er lite følsomt for magnetfelt og har en sensitivitet på mellom 1 til 10^6 Gauss (G). Bruksområdet for denne typen magnetometer er magnetkontakter og for å måle hastigheten til en motor.

Flux gate

På Figur 2.6 ser man et eksempel på hvordan et Flux Gate magnetometer kan bygges opp. Prinsippet er at man setter spenning på begge spolene i motsatt retning. Da vil det skapes et magnetfelt i hver av spolene

som er motsatt rettet fra den andre. Man bruker AC-spenning for å veksle magnetfeltets retningen på hver av spolene.

Blir sensoren påvirket av et eksternt magnetfelt som ligger parrallelt med spolene vil den forsterke magnetfelte til spolen som har et magnetfelt i samme retning og svekke det motsatt rettede magnetfeltet. Tvinner man en ny spole rundt de to spolene vil man da måle en strøm som representerer differansen mellom spolenes magnetfelter.



Figur 2.6: Skisse av hvordan en Flux Gate med to spoler er bygget opp [13].

Det er også mulig å bruke kun en spole, hvor man summerer hver halve periode for å se differansen. Men det gjør sensoren mer motagelig for støy. Ved å plassere tre Flux Gate sensorer ortogonalt på hverandre vil man være i stand til å finne retningen på det eksterne magnetfeltet i tre dimensjoner.

Med en sensitivitet på mellom mG og 100 G [13], er denne type magnetometer ofte brukt for å overvåke jordas magnetfelt. Ulempen med denne type sensor er at spolen har høyere volum enn andre former for magnetometer. I tillegg krever det mye energi å drive spolene.

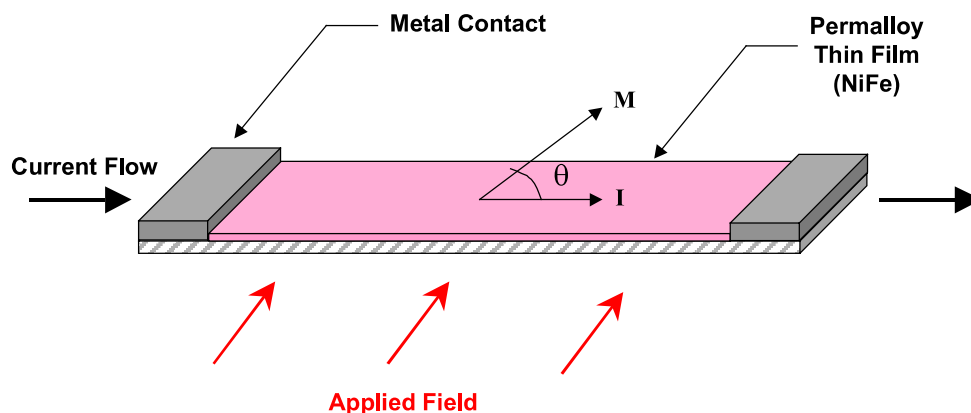
Anisotropic Magneto-Resistivity

“Anisotropic Magneto-Resistivity” (AMR) effekt oppstår i tynn film av ferromagnetisk materiale [27]. Resistansen i filmen har anisotropi i forhold til retningen til et tilført magnetfelt. Ligger magnetfeltet parallelt med strømmen i sensoren, vil resistansen i materialet være størst. Resistansen er lavest når magnetfeltet er perpendikulært på strømretningen. Bruker man et polykrySTALLITT materiale er resistansen, ρ , gitt ved:

$$\rho(\varphi) = \rho_{\perp} + (\rho_{\parallel} - \rho_{\perp}) \cos^2 \theta. \quad (2.3)$$

$\rho_{\perp}$ er resistansen i materialet når magnetfeltet står normalt på strømmen og $\rho_{\parallel}$ er resistansen når magnetfelt og strøm ligger parallelt. Denne funksjonen er linear når vinkelen mellom strøm og magnetfelt, θ er nærme 45°. Derfor bruker de fleste AMR sensorer et “Barber Pole” prinsipp for å gjøre resultatene lineære [3].

På Figur 2.7 er det illustrert et enkelt element til en AMR sensor. De grå metall områdene er materiale med høy ledningsevne og det rosa området mellom, er av ferromagnetisk materiale.



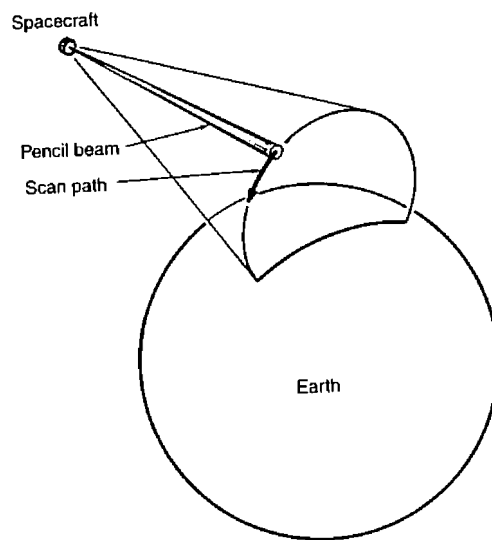
Figur 2.7: Skisse av et AMR element [13].

2.4.4 Horisontsensor

Jordas overflate absorberer elektromagnetisk stråling fra sola og stråler ut infrarøde stråler [18]. Ved hjelp av infrarøde sensorer kan man detektere jordas overflate. En Horisontalsensor klare å finne jordas horisont og ut i fra dette estimere nadir vektoren på satellitten [4]. Horisontsensor er avhengig av at sensoren alltid perker i retning mot joden.

Horisontalsensorer blir delt opp i to forskjellige typer, en statisk og en skannende sensor [4]. Den statiske sensoren består av et array av infrarøde sensorer som fanger opp hele jorda samtidig. Denne type sensor blir vanligvis brukt i sirkulære baner som GEO og er avhengig av at satellitten er stabil i tre akser. Skulle det oppstå avvik i “pitch” og “roll” vil dette påvirke resultatene fra horisontalsensorens fordi jorda vil da forskyves i forhold til sensoren. Endring i “yaw” vil ikke påvirke resultatet.

En skannende horisontalsensor blir vanligvis brukt i LEO [4]. En skannende sensor bruker en smal lobe som skanner over et større område for å se etter endring i infrarød stråling, Figur 2.8. Sensorloben kan enten styres mekanisk eller ved at fartøyet spinner.



Figur 2.8: Skanne teknikken til en Horisontsensor [4]

2.5 Aktuatorer

Frem til nå har det bare vært snakk om hvordan man finner og regner ut orienteringen til en satellitt. Dette kapittelet skal ta for seg hvilke metoder som brukes for å endre orienteringen til en satellitt på og komme med eksempler på hvor og når de forskjellige metodene har blitt brukt innenfor CubeSatellitter. Disse systemene er ofte kalt aktuatorsystem og er et essensielt sub-system som en satellitt trenger for å kunne utføre sitt oppdrag. Aktuatorer påfører enten seg selv eller omgivelsene rundt seg, et kraftmoment for å kunne rotere satellitten om dens akser. Dette gjør de ofte i form av lagring og endring av treghetsmoment.

2.5.1 Reaksjonshjul

Prinsipp

Reaksjonshjul er en av mange typer system som benytter lagring og overføring av vinkelmoment. Denne metoden er en av de mest brukte formene for endring av orienteringen til større satellitter, men mindre brukt innenfor mindre satellitter. Disse hjulene er enkle i prinsipp og høyt pålitelige. Reaksjonshjul fungerer ved å dra fordel av Newtons 3. bevegelses lov, som sier noe om hvordan en kraft påført et legeme, vil påføre en lik og motsatt rettet kraft på det legeme som påførte kraften. Reaksjonshjul vil akselerere et hjul i en retning som fører til at satellitten blir tvunget til å rotere i motsatt retning [19]. Avsnittene under skal beskrive det fundamentale prinsippet for kontroll av satellitter med hjelp av reaksjonshjul. Det matematiske uttrykket for rotasjon for et stivt legeme som er utstyrt med reaksjonshjul kan generelt uttrykkes ved:

$$\dot{\mathbf{H}}_s = -\dot{\mathbf{H}}_w, \quad (2.4)$$

der $\dot{\mathbf{H}}_s$ er det totale drivmomentet for det sammensatte systemet uttrykket ved satellittens spinnakser. Dette uttrykkes ved en motsatt rettet drivmoment vektor som produseres av reaksjonshjulet, $\dot{\mathbf{H}}_w$. Hvis man deriverer uttrykk (2.4) for én enkelt spinnakse vil man få uttrykket

$$I_s \omega_s = -I_w \omega_w, \quad (2.5)$$

som beskriver hvilke fysiske komponenter som drivmoment er oppbygd av. I er treghetsmoment for satellitten og reaksjonshjulet og ω er vinkelhastighetene. I_w er treghetsmomentet for reaksjonshjulet, der flere forskjellige faktorer inngår. Treghetsmomentet er et uttrykk om en masses motstand for å endret dens rotasjonshastighet. Det vil si at for en gjenstand med høyere treghetsmoment vil mer energi kreves for å akselerere spinnhastigheten til en lik rotasjonshastighet som en gjenstand med lavere treghetsmoment vil trenge. Dette medfører også til at mer energi vil kunne lagres i et hjul med høyt treghetsmoment. Man vil derfor konstruere rotasjonshjulet med tanke på høyest mulig treghetsmoment men med lavest mulig masse.

Treghetsmomentet for en roterende masse kommer an på formen til massen. For en enkel disk med en homogen massefordeling vil treghetsmomentet være uttrykt som

$$I = \frac{mR^2}{2}, \quad (2.6)$$

der m er rotasjonshjulets masse og R er hjulets radius. For et sylinderskall vil uttrykket være

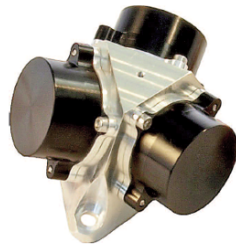
$$I = mR^2. \quad (2.7)$$

Som man ser for formlene (2.6) og (2.7) vil en lik m føre til et dobbelt så stort treghetsmoment ved sylinderskallet enn ved disken. Ved mindre satellitter vil man som regel ha et begrenset massebudsjett. Det vil derfor være hensiktsmessig å plassere det meste av den tilgjengelige massen så langt unna rotasjonsaksen til hjulet som mulig, altså høyest mulig R . For å designe et godt reaksjonshjul må man kunne regne ut massen til hjulet før det er konstruert. Massen m kan uttrykkes som

$$m = \rho \cdot V, \quad (2.8)$$

der ρ er massetettheten til materialet som hjulet består av og V er hjulets volum.

Formelen, (2.5), beskriver hvordan ett reaksjonshjul vil gi satellitten kontroll over sin egen orientering om én akse. Man vil som regel kunne rotere en satellitt om flere enn bare én akse, derfor konstrueres man et system med minst tre reaksjonshjul. For å få en tre-aksiell kontroll over satellitten vil disse hjulene plasseres i et ortogonalt system. Rotasjonsaksene til de tre hjulene vil stå 90° mot hverandre. Som oftest vil også et fjerde hjul monteres i tillegg til de tre andre for å tilføre redundans. Hvis ett av hjulene slutter å fungere vil dette fjerde hjulet kunne gi satellitten en lengre levetid. Figur 2.9 viser hvordan et slikt oppsett ofte kan se ut.



Figur 2.9: Reaksjonshjul med tre akser.

Utgangspunkt av satellittens rotasjonstid

Formlene (2.6) og (2.7) benyttes for å regne ut treghetsmoment for en homogent massefordelt disk og sylinderskall henholdsvis. Vet man den maksimale spinnhastigheten som motoren kan spinne, en ofte brukt enhet er “revolutions per minute” (rpm), kan man regne ut det maksimale treghetsmomentet (h_{maks}) som kan lagres i systemet [22]

$$h_{maks} = I_w \cdot \omega_{maks}, \quad (2.9)$$

der I_w er treghetsmomentet for rotasjonshjulet og ω_{maks} er maks rpm som motor kan oppnå. Satellittens vinkel-endringen over tid kan man regne ut ved å bruke formelen

$$t_f = \frac{2I_{maks}\theta}{h_{maks}}, \quad (2.10)$$

der t_f er tiden det tar å rotere vinkel θ og I_s er treghetsmomentet for satellitten langs samme rotasjonsakse som rotasjonshjulet [19].

Fordeler og Ulemper

Bruken av reaksjonshjul for endring av orientering kommer med sine ulemper og fordeler. Hovedproblemet for bruken av reaksjonshjul er at det er en god del bevegelige deler i systemet, som vil medføre en rekke slitepunkt. Glidefriksjon på de roterende delene ved motoren vil, over en lengerer tidsperiode, slites ned og kan skade systemet og dens evne til å endre orienteringen til satellitten. Dette kan føre til at satellitten får en kortere levetid, så redundans vil ha en større betydning. Systemet opplever store temperaturendringer, der temperaturer i verdensrommet kan variere med hundre $^\circ\text{C}$, som også vil ha en innvirkning på systemets levetid. Vibrasjoner og andre mikrovibrasjoner kan også oppstå hvis rotasjonshastigheten til hjulet legger seg ved spesielle resonansfrekvenser som kan skade systemet. En liten vibrasjon kan påføre store skader på et system ved riktig resonansfrekvens. Et annet problem med reaksjonshjul er systemets volum og

masse. Satellitter er dyre å plassere i bane, så hvis man kan unngå unødvendige masser kan man spare en god del på kostnader ved oppskytning.

Selv gitt disse ulempene er reaksjonshjul fortsatt en av de mest brukte metodene for endring av orienteringen til større satellitter, mer om nanosatellitter i neset delkapittel. Reaksjonshjul er en av de mest nøyaktige og raskeste metoden for orienteringsendring, der de eneste begrensningene er masse-, volumbudsjettene og maks rpm til motorene.

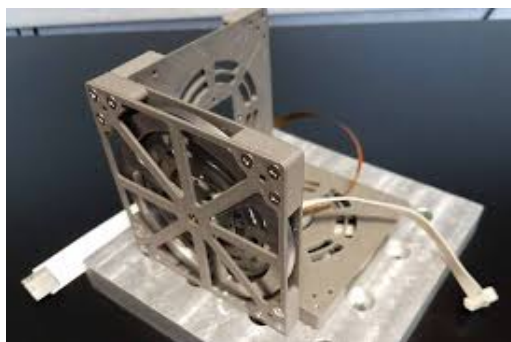
Et studie gjort av ESA (European Space Agency), gjort over en 10 års tidsperiode, viser til at reaksjonshjul har et godt potensial til å ha en lang levetid hvis planleggingen og bruken av systemet er gjort på en forsvarlig og kontrollert måte [15]. Denne testen ble gjennomført under grundig planlegging og overvåkning over lengre perioder og hjulene ble utsatt store temperaturendringer, både under drift og ved oppstart etter en lengre periode uten bruk/rotasjon. Programmet har ingen planer om å slutte med drift så de vil fortsette å teste påliteligheten til reaksjonshjul over lengre tid fremmover.

Bruk av reaksjonshjul innenfor nanosatellitter

Bruken av rotasjonshjul innenfor nanosatellitter eller CubeSater er nokså ufrekvent. Reaksjonshjulssystem har gjennom tidene tatt mye plass og bringer med seg en god del masse, så bruken av reaksjonshjul ved mindre satellitter har vært ugunstig. Teknologien rundt cots-komponenter har de siste årene gjort store fremskritt, som har gjort det mulig for ingeniører å konstruere slike aktuatorsystem som tar mindre plass slik at de kan veie mindre. Reaksjonshjul har hovedsakelig blitt brukt innenfor styring av orienteringen til større satellitter, et godt eksempel kan være Hubble-teleskopet og dens fire reaksjonshjul [16]. Innenfor CubeSater har det vert flere studier som vurderer hvor vesentlig det er å bruke denne metoden for attitude kontroll. Flere universitetsgrupper og kommersielle bedrifter har kommet med gode løsninger på implementeringer av reaksjonshjul ved mindre satellitter.

En gruppe studenter fra York university, Toronto Canada, har konstruert en prototype som i prinsippet skal kunne implementeres i en 1U til 3U satellitt. Deres design benytter ett reaksjonshjul og tre magnettorque rods for dumping av kraftmoment når hjulene går i metning og for endring av orientering til satellitten om de to gjenværende aksene. [14].

Den amerikanske romfartsprogrammet NASA (National Aeronautics and Space Administration) har også etablert et praktisk design som tar full nytte av CubeSat størrelse ved å konstruere hjulene med så høy radius som mulig [17]. Figur 2.10 viser hvordan disse diskene vil plasseres langs veggene til en 1U CubeSat, der veggene er $10 \cdot 10 \cdot 10$ cm lange.



Figur 2.10: Plasseringen av tre reaksjonshjul slik at det danner et ortogonalt system.

I likhet med prosjektet utført av York university er dette prosjektet også i prototypestadiet. Veien videre for dette prosjektet blir også vesentlig testing slik at de kan forsikre seg at systemet vil kunne overleve påkjenningene som en satellitt oppstår ved oppskytning og bruk.

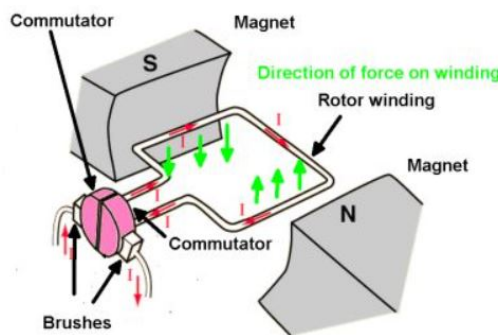
2.5.2 Motoren

Tidligere ble det diskutert hvordan roterende masser kan endre den fysiske orienteringen til satellitter. For å rotere disse massene må motorer brukes. Valg av hvilken type motor og hvilke parametre man må tenke på ved dette valget er derfor essensielt for å nøyaktig kunne justere orienteringen til satellitter, med størst fokus innenfor bruk ved nanosatellitter. Dette kapittelet vil fokusere på nettopp dette.

Først må man skille mellom to hovedprinsipp innenfor motorer; børstet- og børsteløse motorer, der hovedforskjellen er hvordan mekanikken er oppbygd og hvordan styrerkretsen er oppbygd. Børsteløse motorer er den typen som er mest brukt innenfor satellitt-orienteringssystem.

Børstede Motorer

Børstete motorer består av få komponenter og er enkle i prinsipp. Figur 2.11 viser prinsippet bak hvordan en børstet motor kan være oppbygd.



Figur 2.11: Prinsipp bak en DC børstet motor.

Prinsippet bak en børstet motor nyttegjør seg av Faradays induksjonslov som sier noe om hvordan en likespenning, påført en spole, vil danne et magnetfelt rundt spolen. Dette kalles induksjon. Hvis man plasserer denne spolen om en akse og mellom poler av en permanent magnet, vil magnetfeltet som spolen produserer og magnetfeltet til den permanente magneten legge seg mot hverandre. Dette vil føre til at aksens vil begynne å rotere. Hvis forsynings-lederne til spolen er koblet direkte til denne roterende aksens vil ledningene fort bryte. Dette problemet blir løst gjennom bruken av børster som vil gli langs en børste-kommutator. Dette vil medføre at retningen til strømmen som går gjennom spolen vil snu for hver halve rotasjon aksens gjennomfører, som vil føre til at magnetfeltet som spolen produserer også vil endre polaritet. Aksens vil da få en konstant rotasjon som er avhengig av spenningsnivået på strømkilden. Et større spenningsnivå vil føre til et sterkere magnetfelt, som videre fører til en høyere vinkelhastighet. Rotasjonsretningen er også avhengig av spenningsnivået. Avhengig av hvilken leder som er koblet mot jord vil påvirke hvilken rotasjonsretning motoren har.

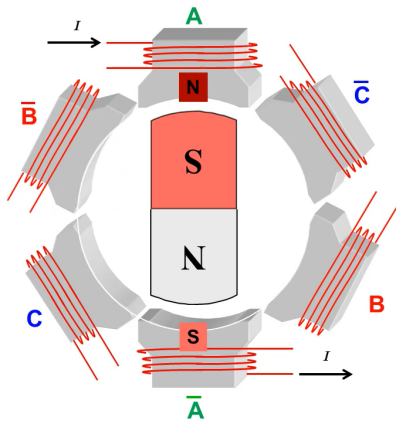
Slike motorer har en rekke fordeler og ulemper ved bruk innenfor styringssystem for orienteringen til satellitter. Den største fordelen er det at børstede motorer er veldig enkle å kontrollere. Den eneste parameteren som trengs for justering av vinkelhastighet er spenningsnivået på den innsendte likespenningen. Kontrolleren for slike motorkretser kan være ganske simple, mer om denne styrerkretsen i et senere kapittel. En annen fordel er at denne typen motorer er masse-produsert og blir brukt innenfor flere fagområder. Dette fører til at de er billigere enn andre typer motorer og motorene har gjennomgått en god del testing. Børstede motorer kommer også med en del ulemper. Med tanke på at det er flere deler som gnir mot hverandre vil friksjon og andre fysiske påvirkninger slite ned kontaktpunktene over tid. Dette medfører at motoren får en kortere levetid enn andre alternativer, noe som ikke er ønskelig innenfor bruk ved satellitter. En annen ulempe er den lave makshastigheten. Ved høye hastigheter kommer høye friksjonstemperaturer som fører til skade ved delene som gnir mot hverandre. Slike system vil også produsere store mengder elektrisk støy, dette ved kontaktpunktet mellom børstene og kommutatoren. Denne støyen kan skade

andre deler av den elektriske kretsen.

Børsteløse Motorer

Børsteløse motorer, også kalt “Brushless DC motor” (BLDC), er derimot mye brukt innenfor styring av rotasjonshjul. Disse motorene fikser mange av problemstillingene som oppstår ved børstede motorer, som gjør motorene langt mer pålitelige og vil gi styresystemet en lengre levetid.

Prinsippet bak børsteløse motorer har noen likheter til dens børstede motpart. Spoler som induserer et magnetfelt i en kombinasjon med permanentmagneter blir benyttet, men plasseringen er omvendt. Ved denne typen motor er det spolene som er stasjonære mens permanentmagnetene er festet om spinnaksen. Figur 2.12 viser prinsippet bak en enkel børsteløs motor, mens Figur 2.13 er en avbildning av en større rotor med permanentmagneter langs den roterende aksen.



Figur 2.12: Prinsipiell tegning bak en børsteløs motor.

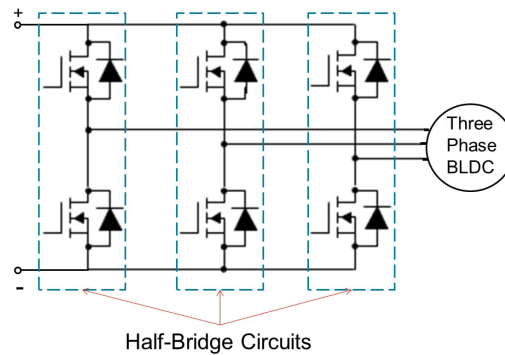


Figur 2.13: Rotor for børsteløs motor.

Børsteløse motorer består av to hoveddeler, der den første er rotoren til motoren. En slik rotor er oppbygd av mellom 2 og 8 permanent-magnetpar med alternerende sør- og nordpol, dette kan være forskjellig ved forskjellige applikasjoner av motoren. Rotoren blir rotert ved hjelp av flere spolepar. I Figur 2.12 ser man tre slike spolepar, der A og $\bar{A}$ er koblet sammen men vendingene i spolene er motsatt rettet. Spoleparene B og C er også vendt med motsatt retning og, i likhet med rotoren, er polene til vendingene plassert slik at de alternerer mellom sør- og nordpol. Dette medfører at når kobling A blir tilført spenning vil spole A produsere en nordpol og spole $\bar{A}$ produsere en sørpol. Denne elektromagneten vil tiltrekke de motsatte polene ved et permanent-magnetpar ved rotoren. Dette vil medføre en vinkelendring på rotasjonsaksen.

Styringskretser

Ved å introdusere en styringskrets som regulerer hvilke spolepar som induserer et magnetfelt, vil man kunne styre hastigheten til reaksjonshjulet. Styrekretser består som regel av tre deler; den trefasete motoren, en form for h-bro krets og en styrekrets som bestemmer hastigheten til motoren. Figur 2.14, viser hvordan tre halvbro kretser kobles opp mot en trefaset BLDC motor, én fase for hver spolepar-vending, for å gi en “speed controller” mulighet til å kontrollere hvilke spolepar som induserer.

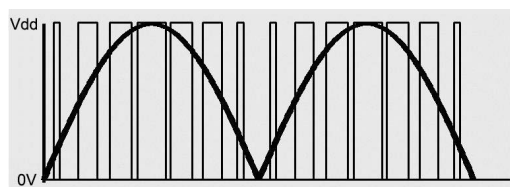


Figur 2.14: 3-halvbro kretser for styring av en trefaset børsteløs motor.

Som Figur 2.14 viser styres de seks MOSFETene i kretsen av hvert sitt styresignal. Styringen av disse MOSFETene vil, som oftest, bli styrt av en ekstern “Speed Controller”. Dens oppgave er å implementere en systematisk rekkefølge for indusering av spolepar. To av disse metodene blir beskrevet i neste delkapittel [7]. Disse styringskretsene bruker “Pulse Width Modulation”, eller pulsbreddemodulasjon (PWM), for å styre hastigheten til motoren.

Pulsbreddemodulasjon

PWM signal er styring av et firkantpulsstog på en slik måte at de aktive pulslengdene på togene kan justeres, mens grufrekvensen (eller periodetiden) er konstant. Forholdet mellom periodetiden T og den aktive tiden $D.T$, eller “duty cycle”, er gitt ved $\frac{D.T}{T}$. Ved integrering av pulstoget vil det oppstå en spenning som man kan manipulere ved endring av “duty cycle”. Ved å sette den til å være en verdi mellom 0 og 1 (0 – 100%) vil man kunne endre amplituden på denne spenningen, noe som styrekretser for motorer kan bruke for å justere rotorhastigheter. Figuren under, Figur 2.15, viser et pulsbreddemodulert signal og den varierende spenningen som tilhører dette signalet. En stor fordel med PWM er at det gir mikrokontrollere en muligheten til å “toggle” et likespenning-signal med en god sikkerhet. Dette signalet kan styre MOSFET, noe som er hovedprinsippet bak de fleste styringskretser.



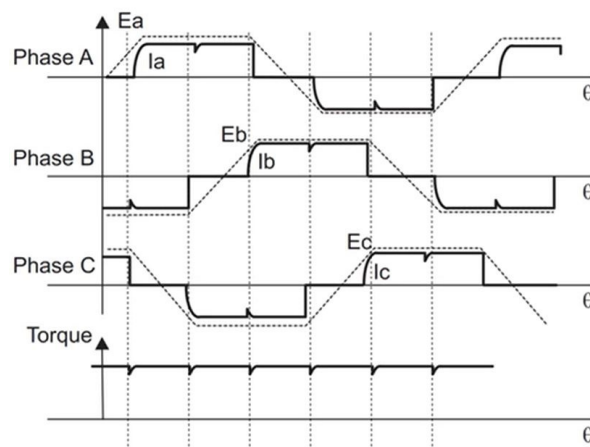
Figur 2.15: Pulsbreddemodulert likespenning.

Trapezoidal Commutation

Den første metoden for speed-kontroll kalles “Trapezoidal Commutation”. Denne metoden for farts kontroll er en av de enkleste å implementere. Metoden kommer med lave kostnader og man har mulighet til å kjøre motorer i høye hastigheter. Men metoden har sine ulemper innenfor bruk ved attitude kontroll. Metoden innebærer høyfrekvente endringer i likespenningen som styrer MOSFET-åpning. Dette medfører en stor mengde elektrisk støy, som i likhet med børstede motorer, vil kunne skade andre deler av systemet og vil senke effektiviteten til motoren på grunn av produksjonen av friksjonsvarme. En annen ulempe er at dreiemomentet som produseres vil ha en viss rippel, som kan føre til større skader over tid. Selv gitt disse ulempene er denne metoden for styring den mest brukte formen av farts kontroll.

“Trapezoidal Commutation” skjer ved seks steg. Spoleparene vil induseres med en likespenning som blir styrt av samme MOSFET-krets som ble introdusert ved forrige avsnitt, Figur 2.14. Endringen av hvilke spolepar som blir indusert skjer ved hver 60° endring av rotasjonsaksen, der det alltid vil være to spolepar som har samme magnitude mens den siste vil være “null”. Hensikten bak dette er å sørge for at avstanden mellom permanentmagneten og neste spolepar som skal induseres alltid legger innenfor 30° .

Tidsdiagrammet for hver fase vil dermed følge en frekvens for hver 60° rotasjon, neste “step” vil skje etter en 60° rotasjon. Hver fase vil følge en lik sekvensiell progresjon; start ved et logisk nullpunkt, så over til en logisk “høy”, for så å gå tilbake til et nullpunkt, for så å tilslutt gå til en negativ “høy”, se stiptet linje ved Figur 2.16. Denne endringen av tilstander for de tre fasene, med en hvis forskyvning mellom fasene, vil føre til at rotoren til den børsteløse motoren vil være myk og hastigheten vil være kontrollerbar. Den stiplede linjen viser hvordan styrekretsen vil fungere i prinsippet, mens de tykke



Figur 2.16: Figuren viser tidsdiagrammet for de tre fasene til en BLDC styrekrets og hvordan dreiemomentet fra motoren vil se ut i forhold til θ grader.

linjene viser hvordan spenningen vil oppføre seg med tanke på oppladning av MOSFETer i styrekretsen. θ er vinkel som rotasjonsaksen har rotert siden start, totalt 360° . Rippelen i dreiemomentet skyldes tiden det tar for MOSFETer å åpne for styrestrømmen ved styrekretsen, se Figur 2.14. Man vil ikke være i stand til å øyeblikkelig endre spenningen fra “null” til “høy” så en rippel i dreiemomentet vil oppstå [7].

Sinusoidal Control

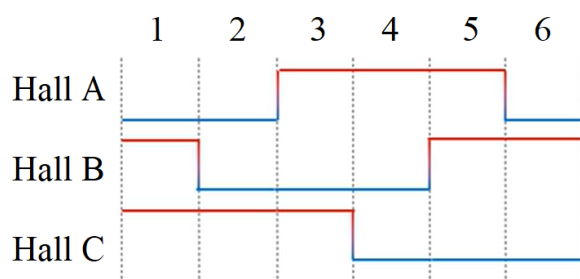
Den andre typen for motor-kontroll kalles “Sinusoidal Control”. Denne typen motor-kontroll vil ikke, i motsetning til “Trapezoidal Commutation”, danne en rippel på drivmomentet til motoren. Dette løser den ved å mate MOSFET kretsen med signal som tilnærmer sinus-signal. Spenningene er faseskiftet med 120 for å kompensere for at det er tre faser. Det er spesielt viktig å bruke en form for motorposisjons-beregning ved bruken av Sinusoidal kontroll. Når en trefaset motor pinner under egen kraft vil to av de tre fasene produsere en spenning. Denne informasjonen blir videre sendt til regulatoren som bruker Kirchhoff’s spenningslov, summen av alle spenningene i en lukket sløyfe er lik null, for å finne spenningen over den siste fasen.

Rotorposisjons-beregning

Frem til nå har man snakket om hvordan man styrer rotasjonshastigheten for reaksjonshjul. For at styringsprosessen skal kunne være effektiv trenger man å vite posisjonsdata til motoren til en hver tid. Ved bruk av sensorer eller sensorløse metoder vil dette skape en tilbakekobling for systemet, som gjør systemet mer nøyaktig. Tilbakekoblinger brukes for å forsikre seg om at de instruksene som man forteller et system skal utføre, faktisk blir gjennomført av systemet. Dette er en essensiell komponent for alle system som er avhengige av å utføre nøyaktige opperasjoner.

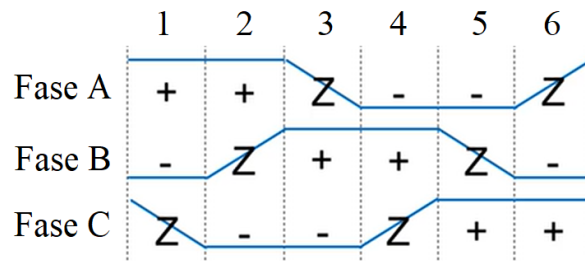
Hall-effekt sensorer

En mye brukt metode for måling av rotorposisjon er ved bruken av Hall-sensorer, som er presentert i subsubsection 2.4.3. Hall-ensorene må plasseres ved strategiske punkter, der én sensor vil kunne signalisere om den er i kontakt med enten en sør- eller nordpol. Der kontakt med sørpol vil gi en forskjell i potensiale, mens kontakt med en nordpol vil ikke gi noen effekt. 3 hall-sensorer er derfor nødvendig for å kunne observere de seks stegene ved Trapezoidal Commutation. Disse sensorene må plasseres slik at de magnetiske flukslinjene ligger perpendikulært (90°) med retningen til strømmen gjennom p-materialet. Ved oppkobling med en trefaset BLDC vil man dermed kunne styre hastigheten til motoren direkte med hjelp av innsignalene fra disse tre signalene. Tidsdiagrammet vist ved Figur 2.17, viser hvordan signalene fra de tre sensorene ville se ut for hvert av de seks fasene til en BLDC motor.



Figur 2.17: Tidsdiagrammet for utsignalet til tre hall-effekt sensorer for hvert av de seks stadiene ved Trapezoidal Commutation.

Ved hjelp av dette tidsdiagrammet kan motor-kontrolleren automatisk vite hvilke spolepar som skal induseres for å danne en uhindret rotasjon. Tidsdiagrammet vist under ved Figur 2.18, viser nettopp dette. [7]



Figur 2.18: Tidsdiagrammet for hvordan de tre fasene i en BLDC motor skal induseres ved bruken av hall-effekt sensorer.

Back EMF

Back EMF, Back electromotive force (BEMF), er en annen form for rotorposisjons-beregning. Denne metoden er ofte brukt på grunn av dens simple implementering. I motsetning til Hall-sensorer er BEMF en sensorløs metode for rotorposisjons-beregning. Dette medfører at antallet komponenter i kretsen vil være lavere enn ved andre metoder som bruker sensorer, som igjen vil medføre kostnaden til designet/kretsen vil være lavere og den totale massen vil være lavere. Metoden vil også føre til at systemet får en lavere kompleksitet.

Konseptet bak hvordan BEMF fungerer er relativt simpelt. Som tidligere beskrevet vil et magnetfelt i bevegelse produsere en strøm gjennom en leder når de kommer i kontakt med hverandre. Man vil derfor kunne regne ut hastigheten til en motor ved å se på spenningen den genererer når den spinner fritt. Denne spenningen vil være motsatt rettet den spenningen som tilføres motoren, som er noe man må tenke på ved konstruering av målekrets.

Det er flere metoder for å måle BEMF på. Enten så kan man koble opp en komparator krets. Siden BEMF signalet er tilnærmet en sinuskurve, dette på grunn av at når en pol beveger seg mot spolen vil amplituden øke, mens når polen beveger seg fra spolen vil amplituden synke. Hvilken pol som gir en positiv kurve og hvilken pol som gir den negative er bestemt ved hvordan spolene er koblet opp. Dette vil medføre at komparator kretsen vil kunne oppdage en endring i sinusbølgen og vil gi ut et logisk signal, dette ved å endre tilstand når kretsen merker en endring på 60% av signalets amplitude. En annen form er å kun se på det analoge utsignalet, for så å kjøre det gjennom en ADC, og dermed regne ut motorhastighet direkte fra ADC verdi, mer om dette i et senere kapittel. Siden BEMF også er proporsjonal med motorhastigheten vil det være vanskelig å oppdage rotorposisjon ved lave hastigheter. Det er flere veier rundt dette problemet. Man kan sette et en lav tidforsinkelse før utregningen av spenningsverdier, slik at motoren kan klare å komme opp i en rask nok hastighet. Man kan også sette en grense for en minsteverdi av fart man kan stole på, alle fartsverdier under denne grensen kan systemet bare se bort ifra [7].

For å kunne regne ut BEMF spenningen som en motor produserer burde man vite en god del om oppbygningen til din motor i forkant av design av systemet. Man må vite forsynings-spenningen til motoren, strømmen som motoren trekker ved null last (fri spinn ved maks hastighet), motorens maks RPM og motorens indre motstand. Ved å finne motorens “stall current” kan man regne seg frem til den maksimale spenningen som motoren kan produsere

$$I_{stall} = \frac{V_{forsyning}}{R} \quad (2.11)$$

$$V_{BEMF} = (I_{stall} - I_{nullLast}) \cdot R. \quad (2.12)$$

Hvis man setter (2.11) inn i (2.12) for man

$$V_{BEMF} = \left(\frac{V_{forsyning}}{R} - I_{nullLast} \right) \cdot R. \quad (2.13)$$

Man kan deretter finne BEMF konstanten k_b som beskriver forholdet mellom BEMF spenningen farten til motoren, konvertert til radianer per sekund

$$k_b = \frac{rad^{-1}}{V_{BEMF}} \quad (2.14)$$

og ved å omgjøre RPM til sekund per radianer får man

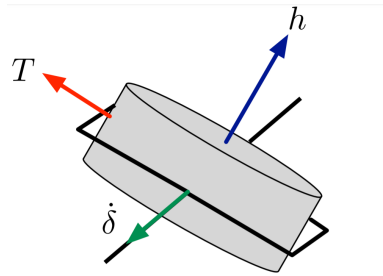
$$k_b = \frac{\frac{RPM_{maks} \cdot 2\pi}{60}}{V_{BEMF}}. \quad (2.15)$$

Hvis man beregner denne konstanten ved maks-rotasjonshastighet til et motor vil man kunne snu om på formel (2.15), som gir programmet muligheten å finne rotasjonshastigheten til motoren til enhver tid.

2.5.3 Control Moment Gyros

“Control Moment Gyros” (CMG) er et annet system for endring av orientering som brukes av satellitter, i dette kapitlet snakker man om “Single-Gimbal” CMG (SGCMG). Disse systemene, i likhet med reaksjonshjul, benytter lagring og overføring av vinkelmoment ved hjelp av roterende masser for å endre orienteringen til det totale systemet. Som tidligere nevnt har system som består av enkle reaksjonshjul en rekke ulemper for større satellitter, se kapittel 2.5.1. De fleste av disse problemene løses ved bruken av CMG system, men de kommer med sine egne ulemper.

I grunnen av CMG system ligger den samme fysikken som ved reaksjonshjul. Hovedforskjellen mellom systemene er at ved et CMG system vil orienteringen til satellitten endres ved at posisjonen til et raskt-roterende hjul endres. Det er altså ikke rotasjonshastigheten til den roterende massen som bestemmer hvordan satellitten skal rotere, men hvordan den roterende massen beveger seg internt i satellitten. Hjulet vil ha en konstant hastighet og vil gjerne ha en høy vinkelhastighet. Hastigheter oppe i flere tusen rotasjoner per minutt (RPM) blir ofte brukt. Grunnen til dette er at jo høyere rotasjonshastighet et roterende legeme har, jo mer stabilt er legemet om sin rotasjonsakse. Den høye rotasjonen til hjulet vi dermed ikke være en uforutsigbar støykilde. Figuren under, Figur 2.19, viser torque akse for et CMG system:



Figur 2.19: CMG-hjul og dens akser.

Der h er spinnaksen til hjulet, $\dot{\delta}$ er rotasjonsaksen til den andre motoren som roterer det roterende hjulet om sin gimbal akse og T et torque vektoren til systemet som påvirker satellitten. Det matematiske uttrykket for rotasjonen er det samme som ved reaksjonshjul. uttrykket må utvides med tanke på at rotasjonsaksen for den roterende massen ikke har samme retning som den rotasjonsaksen som CMG systemet påvirker satellitten

$$\dot{\mathbf{H}}_s + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_s = \mathbf{T}_{ext} \quad (2.16)$$

der $\dot{\mathbf{H}}_s$ igjen er drivmoment vektoren for det sammensatte systemet uttrykt ved satellittens spinnakser, $\boldsymbol{\omega}$ er hjulets vinkelhastighet og $\mathbf{T}_{ext}$ er de eksterne kreftene som virker på satellitten ved den samme akse. Dette er krefter som atmosfærisk luftmotstand og solens strålingstrykk. Den totale drivmoment vektoren består av satellittens og CMG drivmoment, som vil si at $\mathbf{H}_s$ kan uttrykkes ved

$$\mathbf{H}_s = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h} \quad (2.17)$$

der $\mathbf{J}$ er treghetsmatrisen for satellitten, $\boldsymbol{\omega} = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ er satellittens vinkelhastighets vektor og $\mathbf{h} = (h_1, h_2, h_3)$ er den totale moment vektoren for CMG hjulene, alt i forhold til satellittens kontroll-akser. Ved å sette inn (2.16) inn ved (2.17) får man:

$$(\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\mathbf{h}}) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h}) = \mathbf{T}_{ext}. \quad (2.18)$$

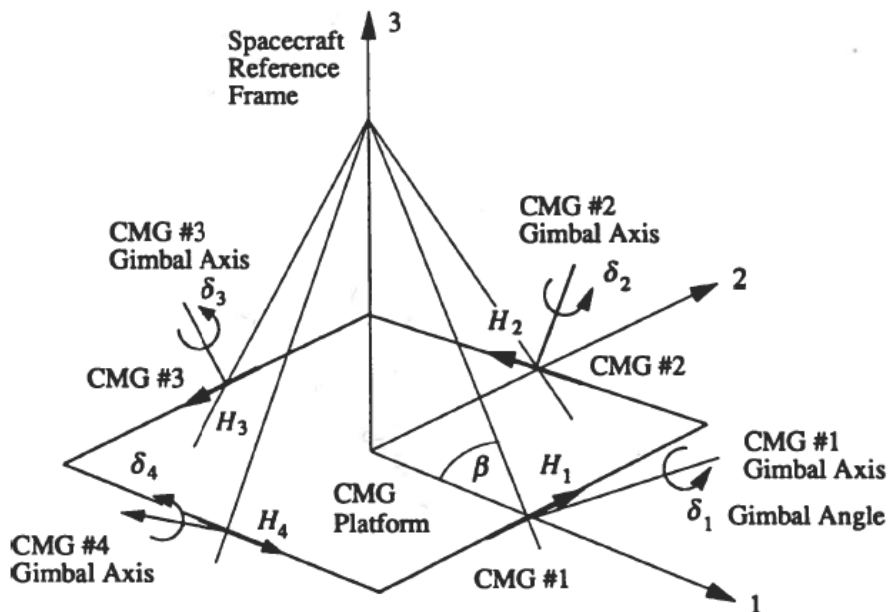
Ved å videre introdusere den interne dreiemoment vektoren som genereres av CMG hjulene, betegnet som $\mathbf{u} = (u_1, u_2, u_3)$, kan man skrive om (2.18):

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{u} + \mathbf{T}_{ext} \quad (2.19a)$$

$$\mathbf{h} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h} = -\mathbf{u} \quad (2.19b)$$

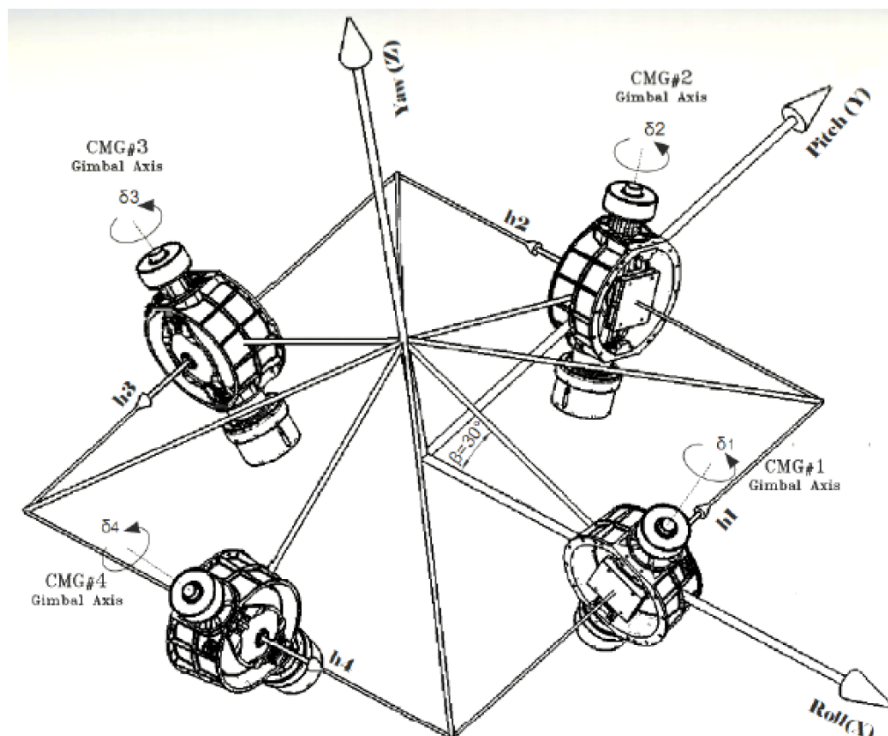
Ved å kombinere disse formlene for bevegelse og et sett med differensialligninger for ønsket posisjon, i form av Euler vinkler eller kvaternioner, kan man kunne konstruere et kontrollsystem for attitude-endring

[29]. I likhet med vanlige reaksjonshjul er det flere forskjellige oppsett av CMG hjul som blir brukt. Et av de mest vanlige er “Pyramide oppsett”. Figur 2.20 viser denne monteringen av CMG hjul.



Figur 2.20: 4 CMG-hjul montert i pyramide-oppsett. [29].

Figur 2.20 viser hvordan man kan montere fire CMG-hjul for at satellitten skal kunne få en tre-aksiell kontroll over sin orientering. Aksene 1, 2 og 3 refererer til satellittens interne, faste, referanseramme (BF). Vektorene $\hat{\delta}$ ($\hat{\delta}_1, \hat{\delta}_2, \hat{\delta}_3$ og $\hat{\delta}_4$) peker langs rotasjonsaksene for gimbal-motorene til CMG-systemene, som fører til at rotasjonsplanet til hvert CMG-system vil ligge langs pyramideflatene. Vinkel β sier noe om hvordan rotasjonsplanene ligger i forhold til hverandre, dette medfører at forholdet mellom rotasjonsaksene der de møter hverandre er bestemt ved $(90 - \beta)^\circ$ [29]. Figur 2.21, viser et slikt oppsett med avbildede CMG-hjul.



Figur 2.21: 4 CMG-hjul montert i pyramide-oppsett.

2.5.4 Magnetic torquers

En annen måte å manipulere satellittens orientering på er ved å produsere magnetfelt ombord på satellitten. Som tidligere nevnt produseres et magnetisk felt når man sender strøm gjennom en spole, noe som kalles induksjon. Dette er hovedprinsippet rundt “magnetic torquers”. Hvis dette magnetiske feltet har en forskyvning i forhold til jordens magnetfelt vil det produseres et kraftmoment på satellitten, som dermed vil rotere satellitten. Den enkleste metoden for generering av et elektromagnetisk felt er gjort ved å konstruere en spole. Denne spolen er ofte en større firkant som ligger langs veggene til satellitten. Målet med dette er å maksimere det arealet som spolen påvirke jordens magnetfelt. Disse firkantede spolene går under begrepet “Torque coils”. Kraftmomentet $\mathbf{T}$ som kan produseres ved bruken av disse åpne spolene vil være som følger

$$\mathbf{T} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{M} = \mathbf{B} \cdot iNA, \quad (2.20)$$

Der $\mathbf{B}$ er jordens magnetfelt, i strømmen som går gjennom spolen, N er spolens antall vendinger og A er arealet som spolen dekker. NCUBE brukte nettopp denne metoden for endring av sin orientering [24]

“Torque rods” er derimot en spole som er spunnet om et metall med en høy “permeability”. Dette er evnen et materiale har for å holde på magnetisme fra en ekstern kilde. Kraftmomentet som denne metoden produserer kan være gitt ved

$$\mathbf{T} = \mathbf{B} \cdot iN\mu A, \quad (2.21)$$

der μ er metalllets permeabilitet. I forhold til “torque rods” er denne metoden flere ganger mer effektiv til å skape et kraftmoment men denne metoden kommer med en god del ekstra masse.

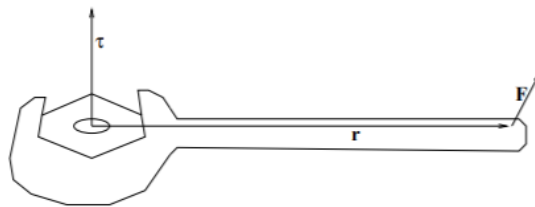
Denne typen aktuatorer er en av de mest brukte metodene for endring av orienteringen til CubeSater. Begge metodene som er beskrevet over er mye brukt og har produsert gode resultater, men systemet har sine ulemper. Systemet vil miste kontrollen over én akse i det tre-aksielle kontrollsystemet når satellitten passerer en av jordens poler. Bruken av “Magnetic torquers” er også begrenset til til satellitter med lavere banehøyder. Siden den magnetiske styrken til jordens magnetfelt er omvendt proporsjonal med satellittens banehøyde vil man ikke kunne bruke “Magnetic torquers” ved banehøyder høyere enn LEO.

2.5.5 Fremdriftsraketter

Fremdriftsraketter, eller “thrusters”, er en av de mest brukte formene for attitude kontroll av større satellitter som går i bane, men kan også brukes ved mindre satellitter. Disse rakettene er spesielt gode på grunn av de har flere bruksområder, justering av satellittens bane og justering av orientering om sitt eget massesenter. Fremdriftsraketter produserer kraft på fartøyet ved å brenne/eksplodere drivstoff i kontrollerte retninger. Dette skjer ofte ved kjemiske reaksjoner mellom to stoffer eller ved ionisering av en medbragt gass ved hjelp av elektrisitet.

Ved attitude kontroll brukes mindre raketter som er plassert ved strategiske punkt langs utsiden av satellitten. De blir ofte plassert i ett eller flere par, på motsatt side av satellitten og med satellittens massesenter i sentrum, noe som gjør det mulig å påføre satellitten et vinkelmoment. Rakettene burde også plasseres så langt fra satellittens massesenter som mulig for å få maks effekt av kraften som blir produsert og drivstoffet som blir brukt. Dette er viktig på grunn av hva fysikken sier om dreiemoment. Dreiemomentet om et punkt, P, kan visualiseres ved Figur 2.22 og beskrives som:

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{r} \times \mathbf{F}. \quad (2.22)$$



Figur 2.22: Dreiemoment om en mutter. Prinsippet er det samme som for fremdriftsraketter.

Der $\mathbf{r}$ er vektoren fra sentrum av mutteren til det punktet der kraften $\mathbf{F}$ virker og $\boldsymbol{\tau}$ er dreiemomentet som produseres. I tilfellet til fremdriftsraketter er $\mathbf{r}$ avstanden fra massesenteret til satellitten og rakettens kraftmoment. Vi kan si at vi vil ha en bestemt rotasjon i systemet. Uttrykket sier at en lengre avstand $\mathbf{r}$ trengs en mindre kraft trengs for at resultatet skal bli det samme.

Det eksisterer flere forskjellige typer fremdriftsraketter, der hovedforskjellen er hvilket drivstoff som forbrukes. For bruken innenfor nano-satellitter er ion-motorer mest praktisk, der andre metoder trenger store mengder medbrakt drivstoff. Ion-motorer bruker elektrisitet som fremdrift, som gjør det mulig for bruk ved nano-satellitter. De fleste ion-motorer skaper fremdrift ved å produsere ioner. Dette skjer ved kollisjoner mellom et elektron med høy energi og et nøytralt atom (medbrakt gass). Dette frigjør flere elektroner og ioner (positiv ladet) fra gassen. Denne nøytrale medbrakte gasen er ofte xenon gass. Xenon er lett å komprimere og det er lett å ionisere, som er en . Etter at ionene blir frigjort fra kollisjonene vil de bevege seg mot et “nett” som er positivt ladet og som akselererer ionene. Dette danner et moment på systemet som kan brukes for endringer av orientering.

2.5.6 Stabilisering ved hjelp av eksterne påvirkninger

En annen form for stabilisering av satellitter er å utnytte forskjellen i gravitasjonell-moment ved forskjellige avstander fra jorden. Ved hjelp av Newtons gravitasjonslov, kan man si at kreftene langs en rett linje mellom to objekt er proporsjonal med produktet av massene og invers proporsjonal med kvadratet av avstanden mellom massene. Også kaldt den invers-kvadratiske lov

$$\mathbf{F} = \frac{Gm_1m_2\mathbf{r}}{r^3}. \quad (2.23)$$

Der $\mathbf{r}$ er en magnitude-vektor med verdi lik r og ligger langs den linjen som ligger strekker seg mellom punktmassene med massene m_1 og m_2 , og $G = 6.669 \times 10^{-11} \text{ m}^3/\text{kg} - \text{s}^2$ er den universelle gravitasjonskonstanten [21]. Magnituden til kraften F er gitt ved

$$F = \frac{Gm_1m_2}{r^2}. \quad (2.24)$$

Et objekt som er nærmere jordkloden, lavere banehøyde, vil oppleve en sterkere kraft på/fra jorden, jo lavere r er jo større er magnituden til gravitasjonskraften. Dette kan satellitter utnytte ved å plassere masser i strategiske posisjoner i forhold til satellitten. En mye brukt applikasjon av dette prinsippet er kalt en “Gravity-boom”. En “Gravity-boom” er en masse som er plassert ved enden av en lengre stav, som vil føre til at denne stangen vil peke mot jordens overflate. Det er vert å merke seg at metoder som benytter dette prinsippet, bare vil fungere for satellitter som befinner seg i lave baner rundt jorden. Dette med tanke på at forskjellene ved det gravitasjonelle momentet til massen i enden av stangen og satellitten vil være lavere ved høye banehøyder enn kraftforskjellen ved lavere baner. Nøyaktigheten og manøvrerbarheten er også svekket, men tross disse ulempene er slike metoder for stabilisering mye brukt ved satellitter i “LEO” baner.

Til tross for de lave banehøydene som nanosatellitter befinner seg i vil jordens atmosfære ha en liten innvirkning på satellittens orientering. Denne påvirkningen er sterk nok til at orienteringen kan justeres ved hjelp av satellittens aerodynamiske egenskaper [2].

2.5.7 Moment Dumping

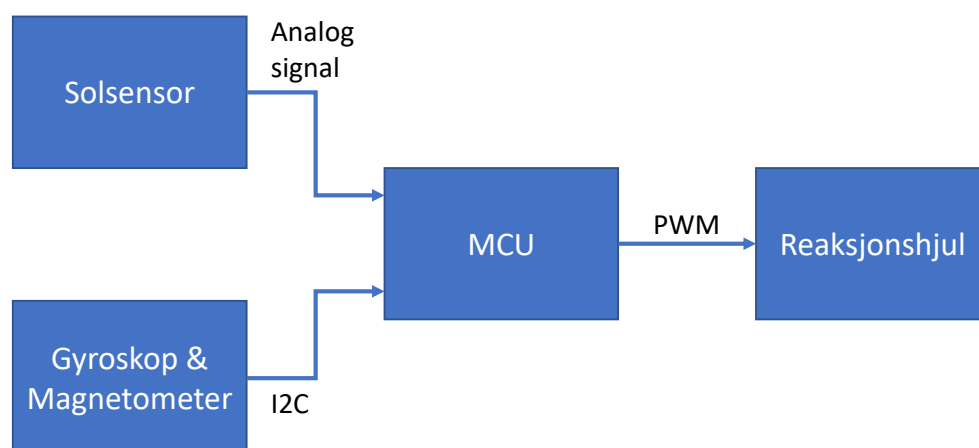
Like store rotasjonsmanøvre mot forskjellige retninger kan ofte bruke forskjellige mengder kraft. Dette vil være tilfellet på grunn av eksterne påvirkninger som påvirker satellitter i bane. Rotasjonshjulene vil derfor sakte men sikkert, øke spinnhastigheten for å holde systemet i ro. Dette fører til at hjulene etter hvert vil gå i metning, som betyr at de vil miste sin mulighet til å justere satellittens orientering på egen hånd. Man vil derfor implementere et konsept som heter moment dumping.

Moment dumping brukes da for å senke rotasjonshastigheten til reaksjonshjulene. Disse systemene er som regel andre typer aktuator system eller design som spesifikk er konstruert for denne jobben. I prinsipp vil prosessen gå ut på at rotasjonshjulet vil bremse sin vinkelhastighet, mens det andre systemet absorberer denne bremsekraften. Dette ved å lage et motsatt rettet moment slik at de jevner hverandre ut. Et godt eksempel av en dempekrets er “magnetic torquers”. Et system som benytter reaksjonshjul vil nesten alltid kombineres med en form for “magnetic torquers” for moment dumping [26].

/3

Fremgangsmåte

Det ble valgt å gjennomføre praktiske tester på et magnetometer, et gyroskop, en solsensor og et reaksjonshjul. Hver prototype ble designet for å arbeide i et plan. Sensorene gir kun en orientering i planet parallelt med bakken og reaksjonshjulet endrer bare rotasjon i et plan.



Figur 3.1: Ett blokkdiagram av det sammensatte systemet

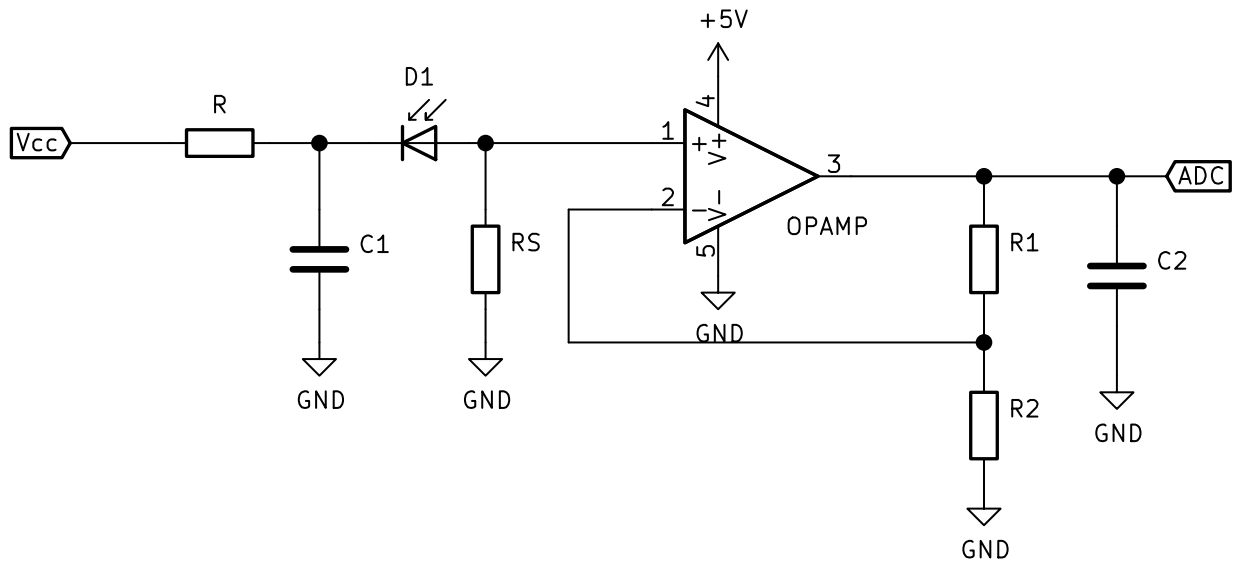
3.1 Solsensor

For å demonstrere hvordan en solsensor fungerer, er det brukt fire fotodioder for å detektere sollys. Fotodiodene er plassert på hver av de vertikale sidene til en CubeSat. Ut i fra lysstyrken de forskjellige diodene plukker opp kan man regne seg frem til hvor sola er i forhold til CubeSat'en. For å teste om systemet fungerer brukes det en konstant lyskilde. I dette tilfellet er det brukt ett lysrør. Dette skyldes at fotodiodene er veldig følsomme for små endringer, så en konstant lyskilde er nødvendig for å kunne simulere kretsen. Endringene i utgangssignalet skal analyseres samtidig som systemet endrer vinkel i forhold til lyskilden. En fotodiode gir ut et varierende strømsignal. Siden analog til digital konverteren (ADC) på mikrokontrolleren som er brukt kun ser på spenning, var det nødvendig å bruke en operasjonsforsterker (OPAMP). OPAMPen skaper et varierende spenningssignal som ikke overstiger 3.3 V, som er den maksimale spenningen mikrokontrolleren kan håndtere på ADC inngangen. Den fulstendige

kretsener er illustrert ved Figur 3.2. Spenningsnivået på utgangen er estimert som

$$V_{ADC} = \left(1 + \frac{R_1}{R_2}\right) I_D R_S, \quad (3.1)$$

hvor I_D er strømmen gjennom dioden. Formelen (3.1) viser at ADC spenningen varierer med størrelsen på R_S , i tillegg til forsterkningen fra OPAMP'en.



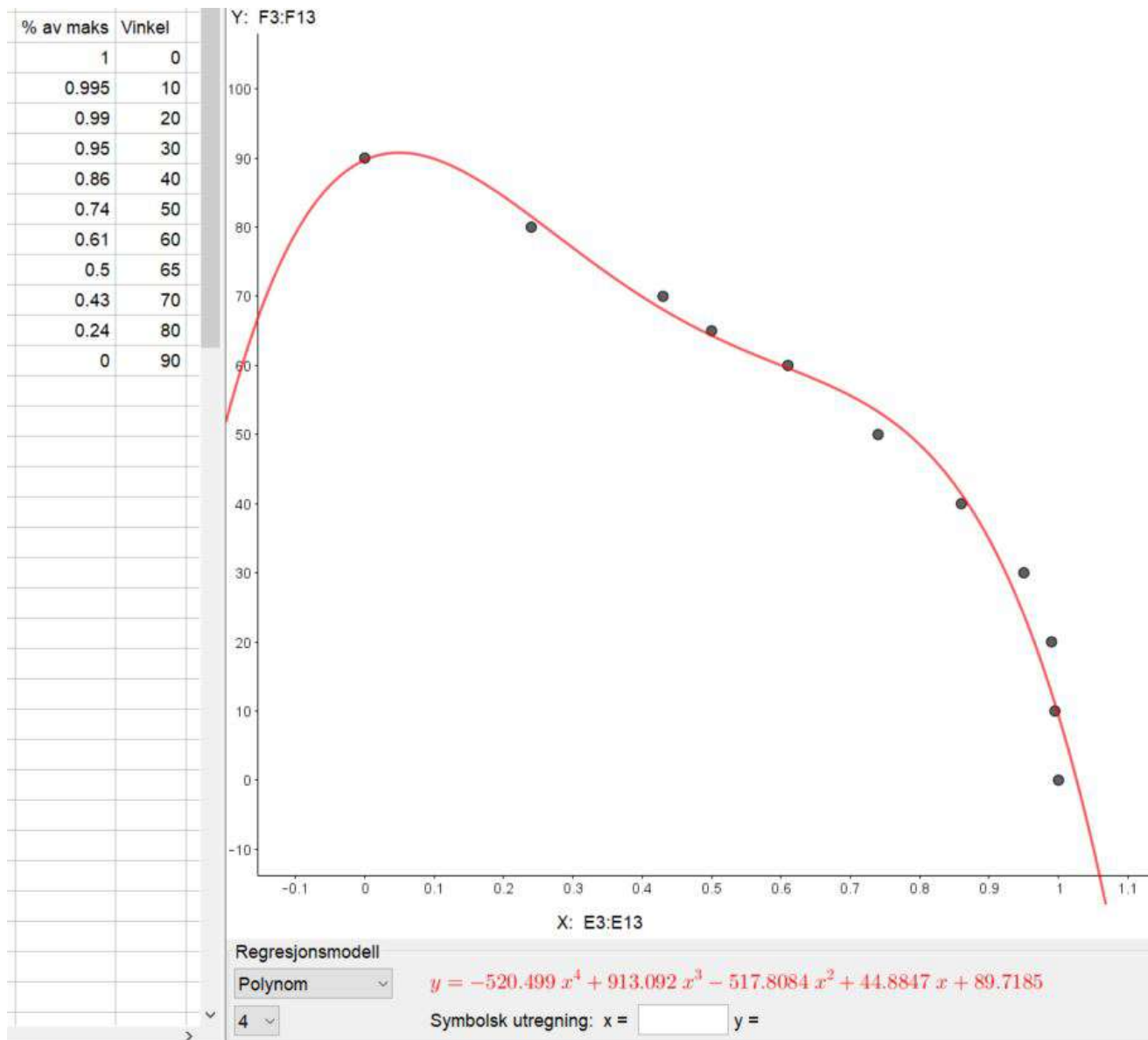
Figur 3.2: Kretsen til solsensoren

Programmering av solsensorkrets

Kretsen vist ved Figur 3.2, viser hvordan én av solsensorene ble koblet opp. Fire eksemplarer av denne kretsen ble derfor konstruert, der sensorene for hver krets ble plassert på hver sin side av en testmodell som har samme lengdemål som en 1U cubeSat. Utgangene fra kretsene ble koblet opp mot ADC14 modulen til MSP432P401R mikrokontrolleren, dette via GPIOPort5. Nærmere bestemt port P5.0, P5.1, P5.2 og P5.4, der P5.3 ikke har mulighet til å koble opp for breadboard tilgang uten lodding.

Fotodioden som ble valgt for dette prosjektet er en BPW34S og har en u-lineær respons, se Figur 8 seksjon A.1. En endring i strøm skaper et signal som ikke er lineært proporsjonalt med endringen i innfallsvinkel fra lyskilde. Dette er et problem når man vil finne innfallsvinkelen til systemet og vil gi en dårligere nøyaktighet. Metoden som brukes for å finne denne innfallsvinkelen er ganske ukonvensjonell og vil støte på en rekke problemer hvis systemet noen gang skulle implementeres på en virkelig satellitt.

For å beregne innfallsvinkelen til lyskilden vil man i dette tilfellet hente ut plottverdier fra Figur 8, seksjon A.1, og plote de inn i GeoGebra. Figur 8 i datablad viser hvordan dioden varierer som funksjon av innfallsvinkel. Et eksempel kan være hvis innfallsvinkelen til lyskilden er 50°, vil dioden lede mellom 0.7 og 0.8 ganger den maksimale strømmen som den kan lede. Noe man også kan legge merke til er at dioden leder like mye strøm når innfallsvinkelen er den samme men fra motsatt side. Den vet altså ikke hvilken av de to retningene den faktiske vinkelen til lyskilden er. Plottverdiene som ble hentet fra databladet er lagt inn i GeoGebra, for så å bli brukt i en regresjonsanalyse. Den røde kurven/funksjonen ved Figur 3.3 viser resultatet av denne regresjonsanalysen.



Figur 3.3: Regresjonsanalyse av plott hentet fra Figur 8 seksjon A.1

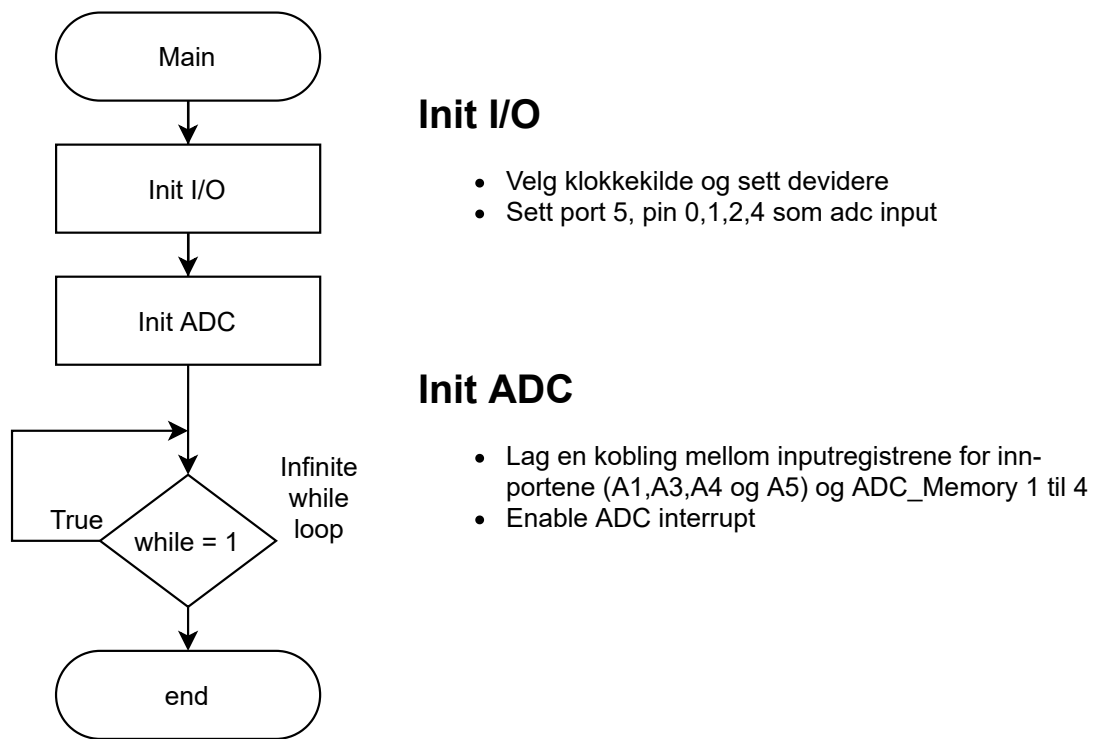
Ved hjelp av regresjonsanalysen kan man hente ut en fjerdegradsligning gitt ved

$$y = -520.499x^4 + 913.092x^3 - 517.8084x^2 + 44.8847x + 87.7185. \quad (3.2)$$

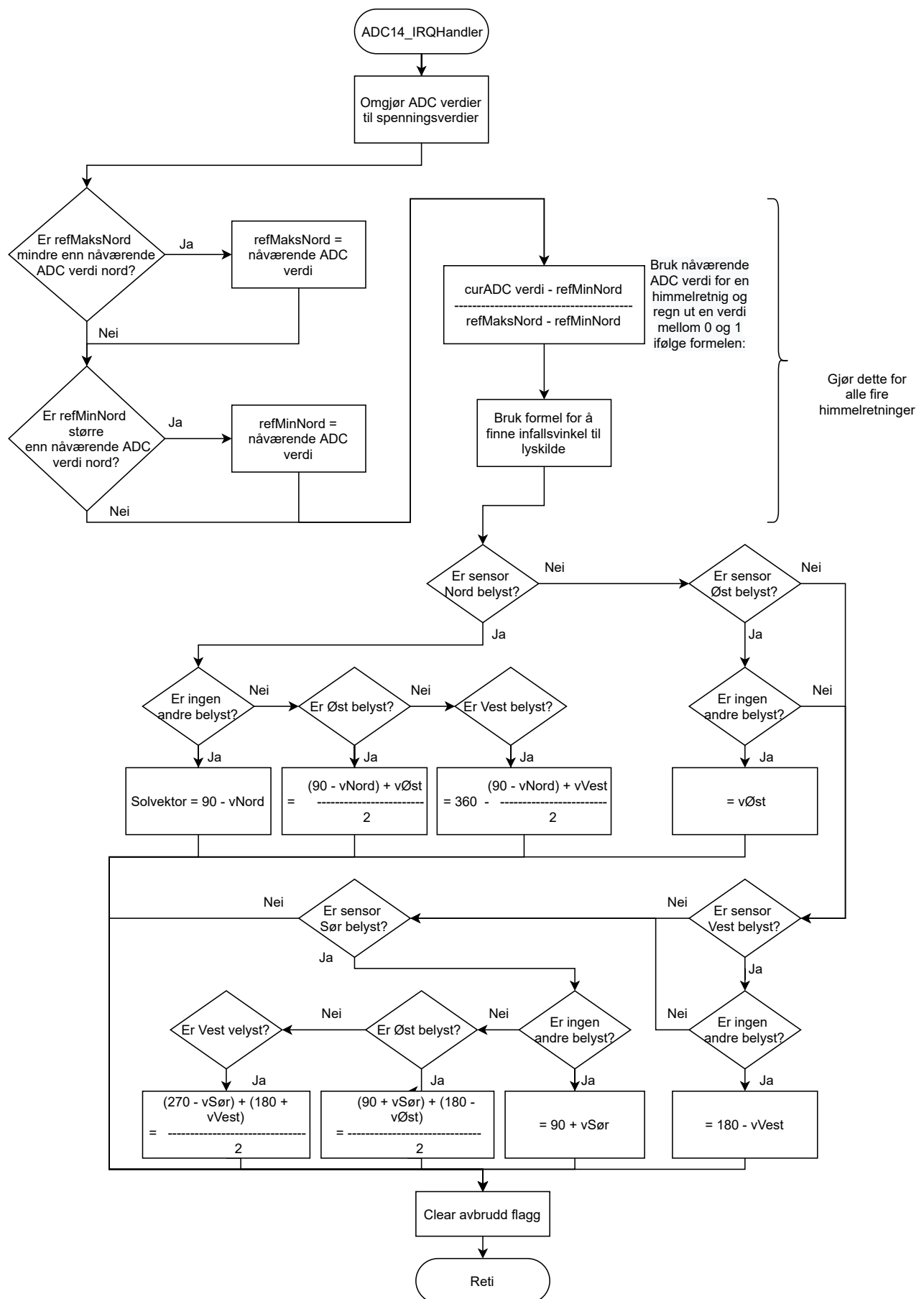
Ved å plote inn en prosentverdi mellom maks og minverdi som én diode opplever vil man kunne regne ut en vinkel ved hjelp av denne formelen. Dette vil fungere i teorien men det er usikkert om metoden fungerer spesielt nøyaktig. Plottene som regresjonsanalysen er basert på er av en fort tegnet graf i et datablad og med øyemål.

Dette fører til at man skal klare å konstruere et fungerende system ved hjelp av en mikrokontroller. Ved å gjøre en liten manipulering av (3.2), ved å trekke resultatet fra funksjonen fra 90°, vil man få en verdi mellom 0 og 90°, der 90° vil si at lyskilden er normal med overflaten til fotodioden. Denne verdien vil deretter sammenlignes med verdiene fra de andre tre solsensorkretsene ved hjelp av en rekke “if statements”, som fører til at programmet vil gi ut en vinkelverdi mellom 0 og 360°, der 0° vil si at lyskilden er direkte mot nord. Denne verdien vil senere bli brukt for å styre rotasjonshjulet, mer om dette ved et senere delkapittel. Flytskjema for dette programmet er vist ved Figur 3.4, som forklarer

initialiseringen av systemet, og Figur 3.5 som forklarer ADC avbrudd og utregning av solvektor. Kode som ble produsert kan man finne ved seksjon A.5



Figur 3.4: Flytskjema for lysdiodekrets. Main loop og initialisering



Figur 3.5: Flytskjema for lysdiodekrets. ADC avbrudd

3.2 Gyroskop og Magnetometer

De andre orienteringssensorene som oppgaven tar for seg er gyroskop og magnetometer. Tester og målinger ble gjennomført på et ferdig utviklingsbrett som inneholder gyroskop, magnetometer og akselerometer, også kalt en “inertial measurement unit” (IMU). Brettet som ble brukt heter 10DOF [5].

IMUen kommuniserer med I²C. I²C er en seriell kommunikasjonsprotokoll, hvor all kommunikasjon skjer over kun to linjer, én for klokke (SCL) og én for informasjonen mellom enhetene (SDA). I teorien skal man kunne koble sammen 128 slaver på samme linje. Dette er fordi hver slave har en egen 7-bits adresse for å skille dem fra hverandre. I dette tilfelle er det kun kommunisert mellom to slaver og en master, hvor mikrokontrolleren er master og magnetometeret og gyroskopet er slaver. Magnetometeret vi skal bruke har adressen 0x1E, og gyroskopet har adressen 0x68.

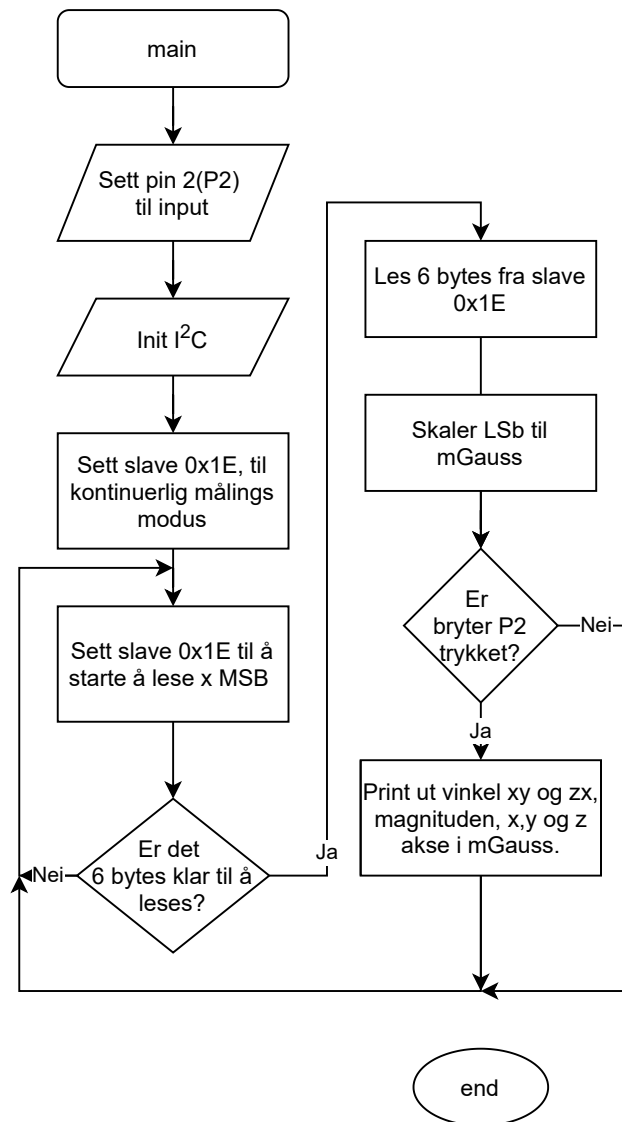
Planen var å bruke samme mikrokontroller som er brukt til de resterende prototypene, slik at de senere kunne kobles opp mot hverandre. Etter flere forsøk på å forstå I²C, ble dette lagt til side.

10DOF er reklamert for å brukes sammen med en Arduino UNO. Derfor var det flere kode eksempler for hvordan man kan hente ut data fra 10DOF, ved hjelp av en Arduino UNO.

Magnetometer

Magnetometeret på IMUen heter HMC5883L og er et tre-akse magnetometer som består av tre AMR sensorer, A.2. Det kan måle retning og styrke på magnetfelt fra 8 G ned til mG.

På Figur 3.6 ser man flytskjema for hvordan koden for å lese fra magnetometeret ble gjennomført. Det ble valgt å ha en bryter for å styre når man ønsket å skrive ut magnetometerets verdier i konsoll.



Figur 3.6: Flytskjema over program for å hente ut data fra magnetometer

3.3 Gyroskop

For testing ble det brukt en L3G4200D, som er et tre-akse MEMS gyroskop. På Figur 3.7 ser man flytskjema over programvaren som ble brukt til å hente ut data fra gyroskopet.

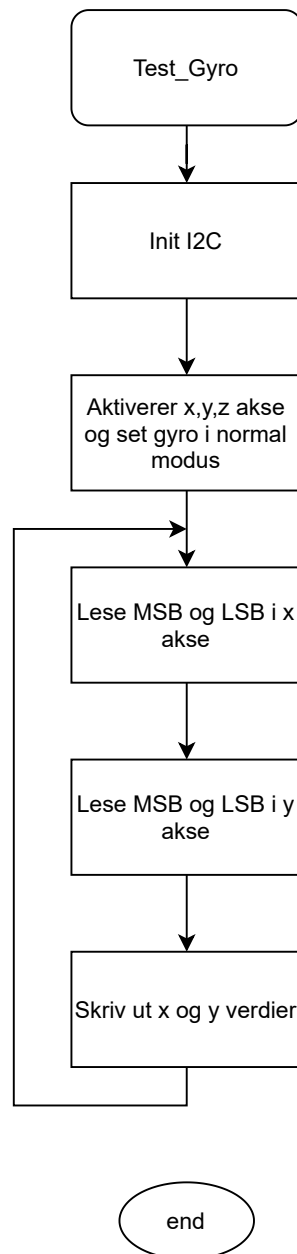
For testing av gyroskopet var det i første omgang å se hvordan verdiene endrer seg i forhold til hastigheten vi roterer gyroskopet.

3.4 Realisering av en reaksjonshjulskrets.

3.4.1 Rotasjonshjul

Denne oppgaven fokusere kun på prinsipp, derfor har prototypen bare ha ett roterende hjul. Av den grunn var det kun mulig å justere rotasjonen om én akse.

Reaksjonshjulet ble designet på UiT Narvik sitt mekanisk verksted. Hjulet er designet slik at største delen



Figur 3.7: Flytskjema for gyroskop

av massen ligger ytterst på hjulet. Dette er for å øke treghetsmomentet uten å øke hjulets totale masse. Figur 3.8 viser hvordan vi har planlagt at rotasjonshjulet skal se ut. Hjulet er oppbygd av rent jern som har en tetthet på $7.85 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$.

Ved å bruke formler gitt ved underseksjon 2.5.1 kan man regne ut det totale treghetsmomentet som denne disken opplever. Man vil først regne ut massen til hjulet

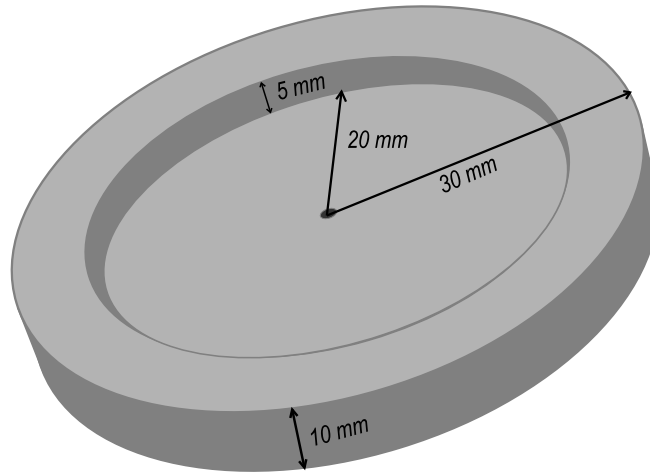
$$m_{total} = m_{grunnflate} + m_{ring} \quad (3.3)$$

som videre kan skrives om ved hjelp av formelen (2.8)

$$m_{total} = \rho \pi r^2 h_{grunnflate} + \rho \pi (r^2 - r_{indreGrense}^2) h_{ring}. \quad (3.4)$$

Ved å sette inn verdier for radius og ρ får man den totale massen med en verdi på

$$m_{total} = 7.85 \cdot 10^3 \cdot \pi \cdot 0.03^2 \cdot 0.005 + 7.85 \cdot 10^3 \cdot \pi \cdot (0.03^2 - 0.02^2) \cdot 0.005 \quad (3.5)$$



Figur 3.8: Planlagt design av rotasjonshjul

$$m_{total} = 0.111kg + 0.0616kg = 0.17263kg. \quad (3.6)$$

Med disse masseverdiene vil man kunne regne ut det totale treghetsmomentet for hjulet

$$I_w = I_{grunnflate} + I_{ring}. \quad (3.7)$$

Man kan skrive om formel (3.7) ved å bruke formlene for utregning av treghetmoment gitt ved underseksjon 2.5.1

$$I_w = \frac{m_{grunnflate} \cdot r^2}{2} + \frac{m_{ring}(r^2 + r_{indreGrense}^2)}{2} \quad (3.8)$$

$$I_w = \frac{0.111 \cdot 0.03^2}{2} + \frac{0.0616 \cdot (0.03^2 + 0.02^2)}{2} \quad (3.9)$$

$$I_w = 9.00 \cdot 10^{-5} kgm^2. \quad (3.10)$$

Planen var å også konstruere et reaksjonshjul av et annet materiale. Den totale massen til hjulet som er dreid ut av en bit jern har en stor masse, se formel (3.6), som kommer med sine ulemper for mindre satellitter. Man ville derfor undersøke flere muligheter innenfor konstruksjon av et rotasjonshjul, der en mulighet er å dreie hjulet ut av et annet materiale som har en annen massetetthet. Aluminium er materialet som ble valgt og har en massetetthet på $2.7 \cdot 10^3 kg/m^3$. Hjulet som skulle produseres skal være av samme volum og ha like fysiske mål som det andre rotasjonshjulet av jern. Det ble produsert et hjul av aluminium, men volumet ble ikke det samme. Dette hjulet som ble konstruert var godt nok så vi valgte å ikke lage et nytt. Det kan fortsatt være nyttig å sammenligne to identiske hjul som har forskjellige massetettheter. Ved å bruke de samme formlene for masseutregning som ved hjulet av jern, med en kompensering for en annen massetetthet, ville hjulet som skulle være konstruert ha disse parametrene

$$m_{totalAlum} = 2.7 \cdot 10^3 \cdot \pi \cdot 0.03^2 \cdot 0.005 + 2.7 \cdot 10^3 \cdot \pi \cdot (0.03^2 - 0.02^2) \cdot 0.005 \quad (3.11)$$

$$m_{totalAlum} = 0.038kg + 0.021kg = 0.05947kg = 59.47g. \quad (3.12)$$

Ved å sette disse verdiene inn i formel (3.8) kan man regne ut det totale treghetsmomentet for aluminiums hjulet.

$$I_{wAlum} = \frac{0.038 \cdot 0.03^2}{2} + \frac{0.021 \cdot (0.03^2 + 0.02^2)}{2} \quad (3.13)$$

$$I_{wAlum} = 3.096 \cdot 10^{-5} \text{kgm}^2. \quad (3.14)$$

Man kan nå regne ut hvilken påvirkning disse hjulene skulle ha hatt på det totale systemet. Til dette trenger man å vite en maksimal rotasjonshastighet for en mulig motor som skulle akselerere disse hjulene. Ved disse utregningene ser man for seg at motorens maksimale rotasjonshastighet er på 9000 rpm.

Det maksimale treghetsmomentet som kan lagres i rotasjonshjulet er som følger, se formel (2.9)

$$h_{maksJern} = I_{wJern} \cdot \omega_{maks} \quad (3.15)$$

$$h_{maksJern} = 9.00 \cdot 10^{-5} \cdot 9000 \cdot \frac{2\pi}{360} = 0.0141 \quad (3.16)$$

for hjulet av jern og

$$h_{maksAlum} = I_{wAlum} \cdot \omega_{maks} \quad (3.17)$$

$$h_{maksAlum} = 3.096 \cdot 10^{-5} \cdot 9000 \cdot \frac{2\pi}{360} = 0.00486 \quad (3.18)$$

for hjulet av aluminium.

Vinkelendringen over tid kan man nå regne ut for disse to hjulene (2.10). Man må først vite treghetsmomentet om de forskjellige aksene til satellitten. Disse kan utledes fra definisjonen av treghetsmoment, og for rektangulære bokser er formlene slik

$$I_{xx} = \frac{1}{12}m(l_z^2 + l_y^2) \quad (3.19a)$$

$$I_{yy} = \frac{1}{12}m(l_x^2 + l_z^2) \quad (3.19b)$$

$$I_{zz} = \frac{1}{12}m(l_x^2 + l_y^2) \quad (3.19c)$$

der m er satellittens totale masse og l_x , l_y og l_z er satellittens bredde lengde og høyde. Størrelsene og massene for de forskjellige CubeSat typene kan man finne ved kapittel underseksjon 2.1.2. Treghetsmomentene for de forskjellige aksene ved de forskjellige typene er fylt inn i Tabell 3.1. For å regne ut tiden det tar satellitten å rotere 360° bruker man formel (2.10)

$$t_f = \frac{2I_{maks}\theta}{h_{maks}}, \quad (3.20)$$

der I_{maks} er det høyeste av de tre treghetsmomentene om aksene til satellitten. Da blir tiden det tar for satellitten å rotere om sin akse én gang beregnet slik

$$t_{f,1U,Jern} = \frac{2 \cdot (1.67 \cdot 10^{-3}) \cdot 2\pi \cdot \frac{360^\circ}{360}}{0.0141} = 1.48 \text{sec}. \quad (3.21)$$

De resterende verdiene er fylt inn i Tabell 3.1

3.4.2 Motor

Hjulet blir styrt ved hjelp av en DC-motor. Ideelt sett vil man anvende en børsteløs motor i rommet. Men ettersom dette bare er ett prinsipp, brukes det en børstemotor som var tilgjengelig på universitetet. Hovedforskjellen mellom bruken av børstede og børsteløse motorer er styrekretsen som styrer hvordan motoren vil rotere, se underseksjon 2.5.2 for mer info. For å kunne variere rotasjonshastigheten til

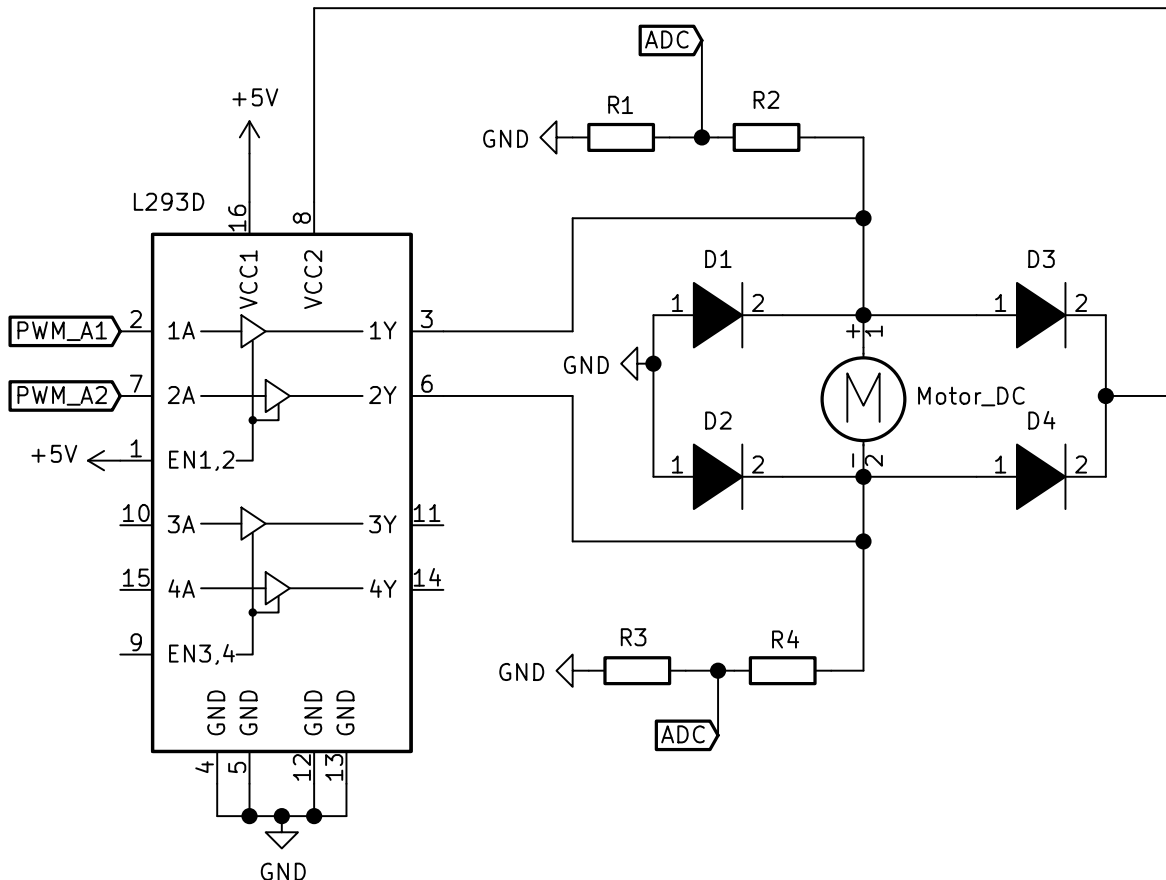
Tabell 3.1: Reaksjonshjul rotasjonstid

	1U	2U	6U
$I_{xx}, [kgm^2]$	$1.67 \cdot 10^{-3}$	$8.33 \cdot 10^{-3}$	$65.0 \cdot 10^{-3}$
$I_{yy}, [kgm^2]$	$1.67 \cdot 10^{-3}$	$8.33 \cdot 10^{-3}$	$50.0 \cdot 10^{-3}$
$I_{zz}, [kgm^2]$	$1.67 \cdot 10^{-3}$	$3.33 \cdot 10^{-3}$	$25.0 \cdot 10^{-3}$
$t_{360^\circ}, Jern, [s]$	1.481	7.406	57.77
$t_{360^\circ}, Alum, [s]$	4.306	21.53	167.95

motoren, skal det brukes et PWM signal og styringen av reaksjonshjulet skal gjennomføres ved hjelp av en mikrokontroller.

For å kunne styre rotasjonsretningen til motoren blir det benytter en H-bro krets. I dette tilfellet skal det brukes en L293D, men det var også mulig å bruke MOSFETer for å sette opp en ekvivalent krets. Det er mulig for motoren å kunne styre seg selv ved hjelp av et BEMF signal. L293D er en ic som består av fire halve-H drivere. Denne ic kretsen kan styre en enkel DC motor ved å sende et enkelt PWM signal inn ved én av fire signalkanaler og et “enable” signal, et enkelt 5 volt dc spenning, som åpner ett av de to parrene av halve-h driverene, se seksjon A.3 for mer info.

Figur 3.9 viser hvordan motoren vil kobles opp. En ekstern spenningskilde vil styre maks hastighet til motoren, 5 volt fra mikrokontrolleren ved dette tilfellet, og en målekrets for BEMF er tilgjengelig. Som tidligere nevnt vil en BEMF spenning bli produsert når det ikke tilføres en spenning til motoren. Denne spenningen vil ikke overskride den matede styrespenningen, V_{CC2} , siden den maksimale BEMF spenningen som hjulet produserer ved maks rotasjonshastighet, vil alltid ha en lavere amplitude med tanke på motorens indre motstand, se underseksjon 2.5.2, V_{BEMF} vil alltid være lavere enn forsyningspenningen.



Figur 3.9: Kretsen til styring av motor

Motoren som ble valgt til prosjektet er en BFT7Bo1 70701-A børsteløs DC-motor. Dessverre er det ikke mye informasjon rundt denne motoren. Motoren kommer trolig fra en eldre printemaskin eller en annen kontor applikasjon og produsenten, Sankyo, er av asiatisk bakgrunn som gjorde det veldig vanskelig å finne datablader om komponenten. Hvis man søker opp produktnavnet dukker bare en rekke e-bay listiger opp som ikke er brukbart. Man vet derfor ikke nødvendig informasjon for å kunne kalkulere de forskjellige parametrene for å nøyaktig kunne styre motoren. Man kan derimot gjøre kvalifisert gjetning angående maksimal RPM og den indre motstanden er mulig å måle ved hjelp av å måle “stall current” for motoren. Den indre motstanden kan man regne ut ved å se på strømmen som motoren trekker hvis man holder rotasjonsaksen fast under maksimal spenningstilførsel. Denne strømmen ble målt til å være på 0.242A ved en spenningsforsyning på 5V. Ved å benytte seg av formelen (2.11), for så å snu den med hensyn til indre motstand, får man

$$R = \frac{V_{forsyning}}{I_{stall}} = \frac{5V}{0.242A} = 20\Omega. \quad (3.22)$$

Ved å sette på 5V, for så å la motoren spinne fritt, vil man kunne måle den strømmen som motoren trekker ved null last. Den ble målt til å være 0.014A Videre kan man finne den maksimale BEMF som motoren kan produsere, dette ved å sette inn verdier ived formel(2.12)

$$V_{BEMF} = (0.242A - 0.014A) \cdot 20\Omega = 4.58V. \quad (3.23)$$

For å finne den maksimale rotasjonshastigheten til motoren tok man video av hjulet når den roterte med en spenning på 1V, for så å telle antall rotasjoner som ble gjennomført over seks sekunder. Hvis man antar at responsen mellom rotasjonshastighet og spenningsforsyningen er lineær vil man kunne gjøre en enkel utregning for å finne den maksimale rotasjonshastigheten. Det ble telt 42 rotasjoner i løpet av seks sekund, så maksimal RPM blir dermed

$$RPM_{maks} = 42_{sekund} \cdot 10_{sekund} \cdot 5_{Volt} = 2100RPM. \quad (3.24)$$

Man kan dermed beregne BEMF konstanten, k_b , ved å sette inn verider inn i formel (2.15)

$$k_b = \frac{\frac{2100_{RPM} \cdot 2\pi}{60}}{4.58V} = 48.033. \quad (3.25)$$

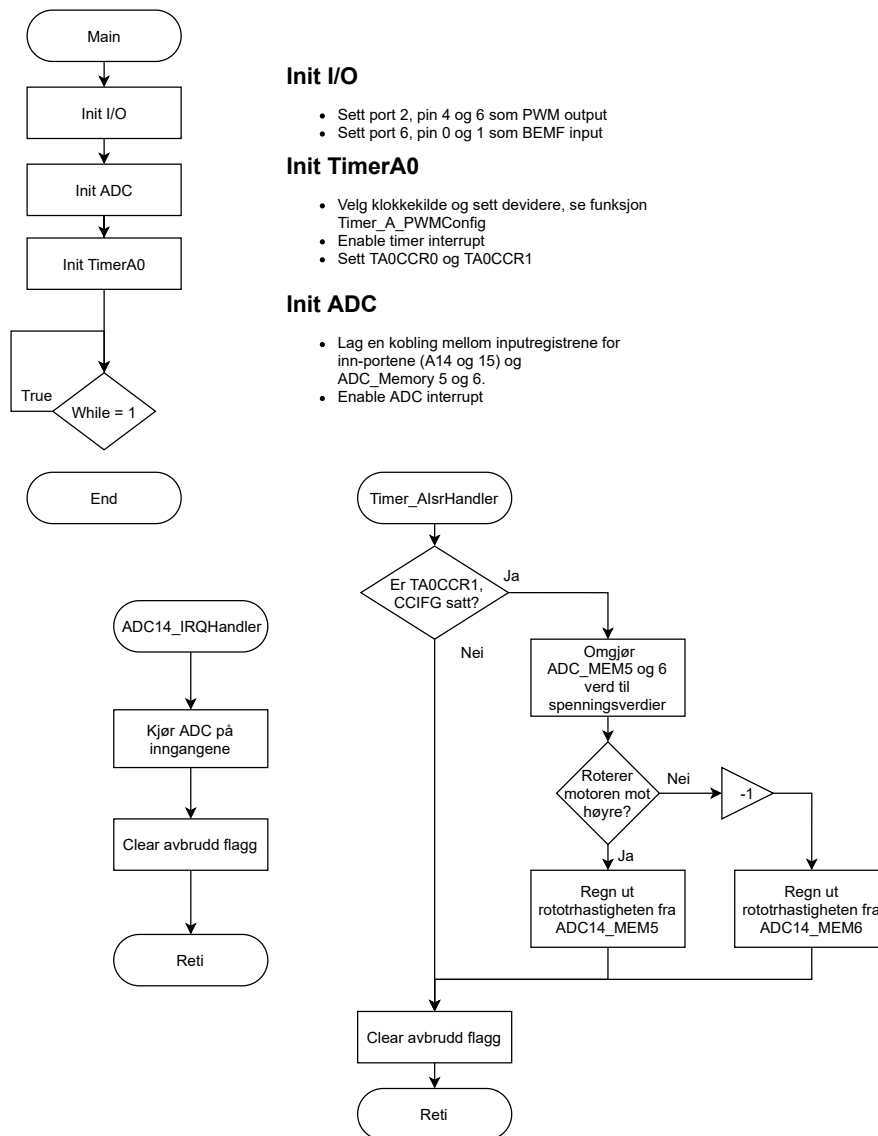
Man kan nå snu om på formelen (2.15) med hensyn til RPM

$$RPM = \frac{V_{BEMF} \cdot k_b \cdot 60}{2\pi} \quad (3.26)$$

Denne formelen vil kunne ta en BEMF spenningsverdi, samplet ved en ADC, og regne ut en rotasjonshastighet til motoren.

3.4.3 Programmering av reaksjonshjulkrets

Figur 3.9 viser fire porter eller punkt som er koblet opp mot en mikrokontroller, en MSP432P401R i dette tilfelle. Portene fra mikrokontroller som skal kobles opp mot kretsen er to PWM utganger for styring av L293D og to innganger for beregning av motorhastighet. BEMF vil beregnes ved hjelp av motorparametre som beskriver hvordan motoren oppfører seg. Figur 3.10 Beskriver programflyten til PWM programmet. Kode som ble produsert kan man finne ved seksjon A.5



Figur 3.10: Flytskjema for programmet som styrer rotasjonshjulet

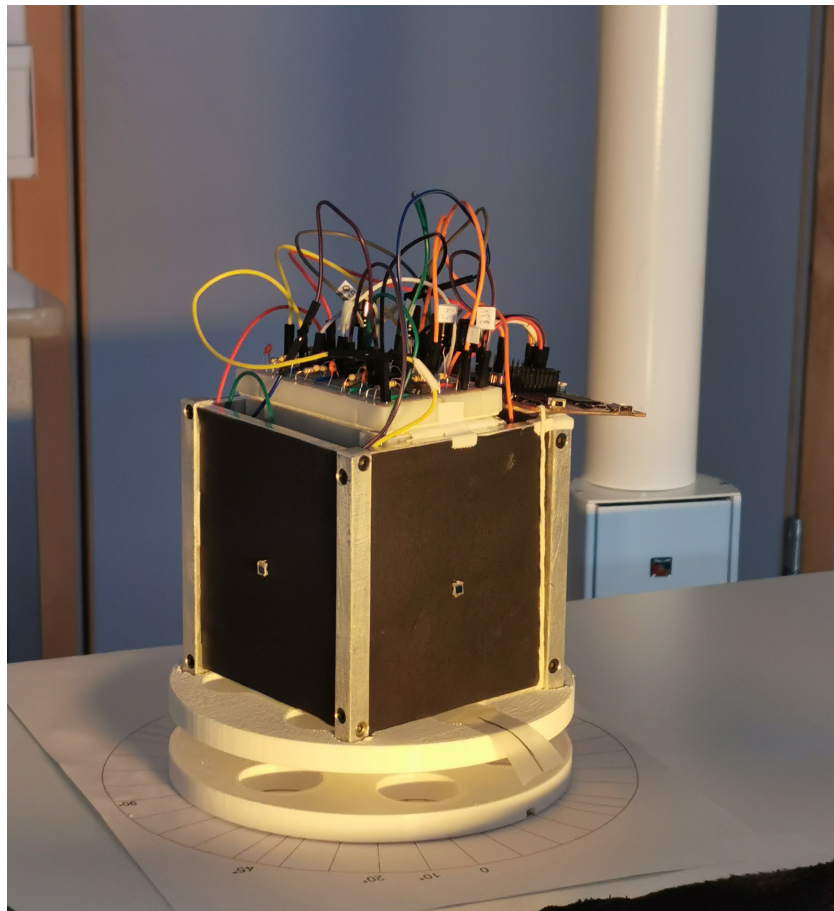
3.4.4 PID kontrol

Det var også planlagt å gjøre en sammenslåing av reaksjonshjul-krets og lysdiodekrets. PID kontrolleren vil først sammenligne ønsket vinkel og beregnet vinkel fra programmet. Med dette vil programmet velge raskeste rotasjonsretning, for så å skru på motoren slik at den roterer med motsatt retning. Når vinkelen begynner å nærme seg ønsket vinkel vil motoren bremse ned for så å holde vinkelen stabil om den gitte vinkelen. Dette skjedde ikke. Vi vet ikke hvordan responsen til systemet er så det blir vanskelig for kontrolleren å kontrollere et signal uten å vite responsen. Flytskjema er gitt ved seksjon A.10 viser hvordan programflyten til dette programmet skal se ut. rester av PID kontroll er plassert nederst i programfilen "Hovedoppgave_2021" og ligger ved seksjon A.5.

3.4.5 Testing av fysiske system

For å teste lysdiodekretsen, magnetometeret og reaksjonshjulet er systemet plassert på en roterende flate. Mikrokontrolleren finnr testmodulens orientering om én akse, og den kan endre orienteringen det totale systemet om den frie akse. Strekker tiden til skal reaksjonshjulet kombineres med et av sensorsystemene slik at det blir et fullstendig 'Attitude Determination and Control System'. Systemet skal kunne holde seg stabilt i en akse. Vi må derfor ha en metode for å kunne teste systemet for sin nøyaktighet og robusthet.

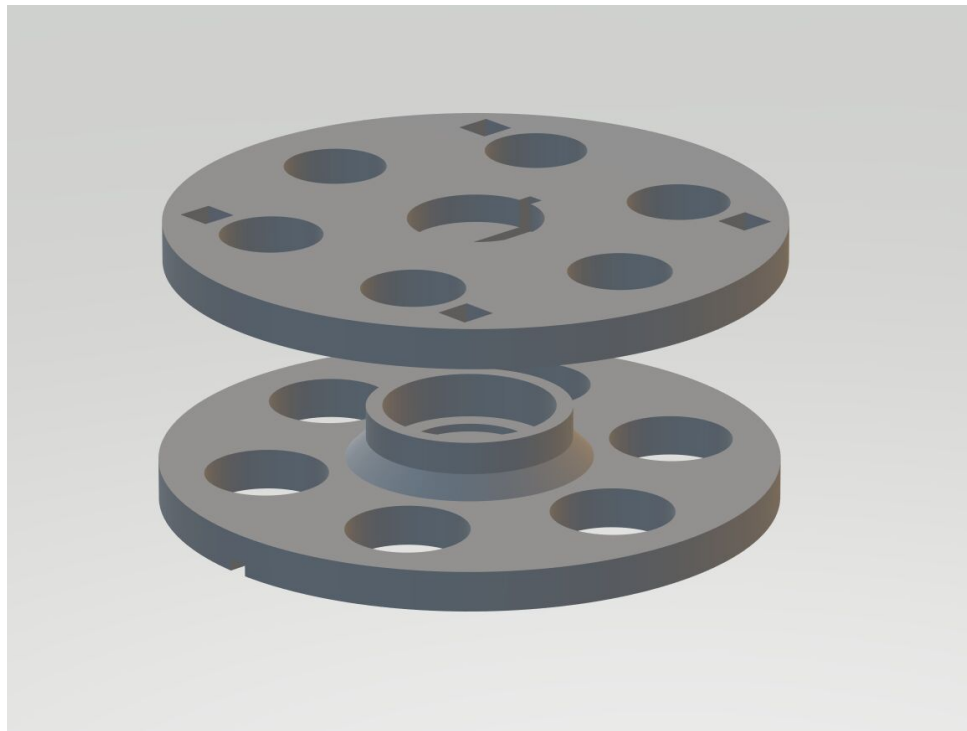
Solsensorene skal plasseres på hver sin side av en CubeSat modell. Vi har fått låne et "skjelett" av en 1U CubeSat som det er mulig feste photodiodene på. Lengden på veggene er like lange som ved en virkelig kubesatellitt så avstandene mellom diodene vil være realistiske. Diodene er festet slik at de ligger parallelt med de fire veggene og de vil ikke endre sin egen stilling på sin side av testmodulen. Det ble brukt en kombinasjon av svart papp og teip for festing av dioder rundt midten av de fire veggene. "Skjelettet" er stort nok til å få plass til en god del elektronikk så hele lysdiodekretsen og reaksjonshjulet får plass på den roterende flate. Figur 3.11 viser hvordan systemet er konstruert.



Figur 3.11: Testmodul for lysdiode- og reaksjonshjulkrets

For å danne ett fritt plan planlegger vi å 3D-printe en modul som skal bruke et kulelager for å kunne rotere testmodulen på. Figur 3.12 viser et skjermbilde av denne roterende flaten i designprogrammet "Inventor". Designet består av to deler der delene, der kulelageret er plassert i bunnen av den nederste delen i Figur 3.12 og del nr. to er plassert over den innerste ringen. Dette medfører at de to 3D-printede delene av ikke berører hverandre, men hver sin del av kulelageret.

Motoren plasseres på overflaten av den øvre delen. Dette delen som skal spinne fritt sammen med resten av ADCS modulen. På den øvre delen kan man også se fire firkantede hull. Disse er ment for å holde de fire beinene til modellen i ro slik at de danner et stivt legeme med motoren. I tillegg til er designet konstruert med tanke på at det skal være mulig å mate systemet med en ekstern spenningskilde for spenningstilførsel for reaksjonshjulet. Det er derfor lagd plass for at to ledere skal kunne komme utenifra gjennom den nedre delen, opp gjennom sentrum av kulelageret og ut forbi motoren.



Figur 3.12: 3D design av rotasjonsflate

For testingen av magnetometer, ble magnetometer og mikrokontroller plasserte på den den roterende flaten. Hvor magnetometer var plassert mest mulig i midten. På samme måte som med solsensoren ble det lest av verdier for hver 10° .

/4

Resultater

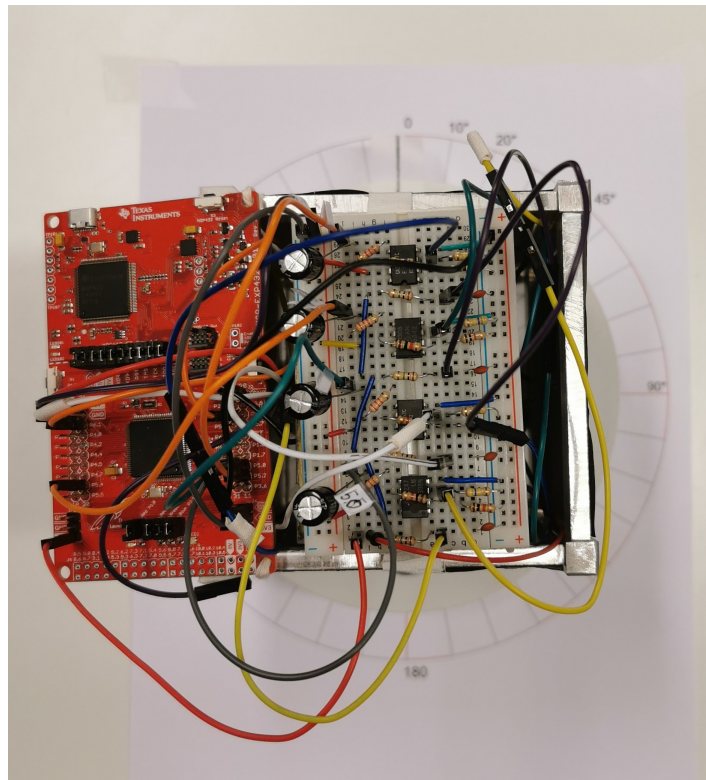
4.1 Solsensor

I dette kapittelet skal man representere resultatene som kom av en virkelig simulering. Testmodulen ble plassert på en egenkonstruert gradskive, i forkant av en lyskilde. Lyskilden er et lysrør som ligger horisontalt 90cm i forkant av testmodulen, den ligger også med samme høyde som lysdiodene slik at lyset treffer normalt på det planet som lysdiodene ligger på. Det ble gjennomført en test som besto av å endre lysvinkelen mellom testmodulen og lyskilden med 10° mellomrom mellom målinger. I “Code Composer Studios” har man mulighet til å kontinuerlig skrive ut variabler ut til en konsoll. Man utførte simuleringen ved å først justere lysvinkelen ved å rotere modulen, deretter sette programmet på pause, så lese av hvilke verdier som mikrokontrolleren beregner, så sette programmet igang igjen og repeter prosessen til man har gjennomført en hel rotasjon. Tabell 4.1 viser resultatet ved denne simuleringen og baserer seg på verdier fra seksjon A.11. Siden lyskilden er stasjonær og at testmodulen måler vinkler med klokken må man spinne testmodulen mot klokken for å kunne gjenscape verdiene i Tabell 4.1.

Tabell 4.1: Praktisk test av lysdiodekrets

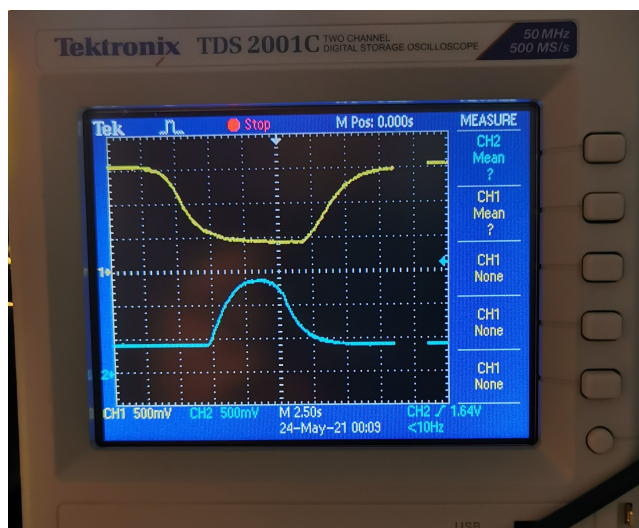
Faktisk vinkel (°)	Vinkel fra Mk (°)	Error fra vinkel (°)	Error fra ønsket vinkel (%)	Spennning inn til ADC (V)			
				N	Ø	S	V
0/360	13.7	13.7	7.9	2.23	0.58	0.54	0.45
10	25.0	15	4.7	2.12	0.67	0.49	0.34
20	27.7	7.7	4.0	2.00	0.70	0.42	0.37
30	34.1	4.1	2.2	2.12	1.19	0.43	0.43
45	44.8	-0.2	-0.7	1.83	1.16	0.32	0.08
60	61.2	1.2	-5.3	1.75	1.20	0.42	0.38
70	68.7	-1.3	-7.0	1.74	1.44	0.42	0.47
80	67.4	-12.6	-7.1	1.60	1.40	0.40	0.36
90	67.1	-22.9	-7.0	1.56	1.55	0.54	0.34
100	63.8	-36.2	-6.1	1.56	1.50	0.53	0.39
110	61.3	-48.7	-5.4	1.57	1.46	0.54	0.40
120	122.7	2.7	-22.9	1.64	1.50	0.96	0.46
135	135.7	0.7	-26.0	1.44	1.179	1.22	0.22
150	153.7	3.7	-31.0	1.63	1.25	1.61	0.39
160	160.1	0.1	-32.8	1.51	1.05	1.78	0.36
170	152.5	-17.5	-30.7	1.58	0.65	1.57	0.39
180	165.3	-14.7	-34.3	1.55	0.62	1.75	0.37
190	163.5	-26.5	-33.8	1.55	0.52	1.75	0.37
200	156.5	-43.5	-31.7	1.57	0.47	1.71	0.43
210	209.6	-0.4	-46.6	1.58	0.46	1.68	1.02
225	225.3	0.3	49.1	1.37	0.26	1.38	1.23
240	241.7	1.7	44.5	1.57	0.44	1.36	1.57
250	252.3	2.3	41.6	1.62	0.51	0.99	1.65
260	285.7	25.7	32.3	1.56	0.45	0.53	1.60
270	287.0	17.0	31.9	1.56	0.45	0.53	1.59
280	284.1	4.1	32.7	1.60	0.45	0.53	1.64
290	292.2	2.2	30.5	1.74	0.48	0.56	1.60
300	299.3	-0.7	28.5	1.96	0.44	0.56	1.61
315	312.2	-2.8	25.0	2.05	0.38	0.51	1.46
330	330.3	0.3	19.9	2.17	0.50	0.54	1.09
340	332.0	-8	19.4	2.15	0.44	0.50	0.83
350	28.8	38.8	3.6	2.17	0.42	0.50	0.37

“Faktisk vinkel” er den vinkelen man måler ved hjelp av gradskiven. “Vinkel fra Mk” er vinkelen som mikrokontrolleren genererer. “Error Vinkel” viser hvor mange grader den beregnede verdien er i forhold til de faktiske verdiene. “Error” viser hvor stort avviket, i %, den beregnede verdien er i forhold til en ønsket verdi, i dette tilfellet var den på 42°, denne verdien kan man sende videre til et styresystem for endring av orientering. Spenningsverdiene “N”, “Ø”, “S” og “W” er spenningsverdier som ADC sampler og omgjør til en volt spenning, mer om dette under diskusjon. Figur 4.1 viser testmodulen sett ovenifra. Bildet viser gradeskiven som ble brukt for å justere vinkler og er plassert slik at 0° på papiret peker mot lyskilden.

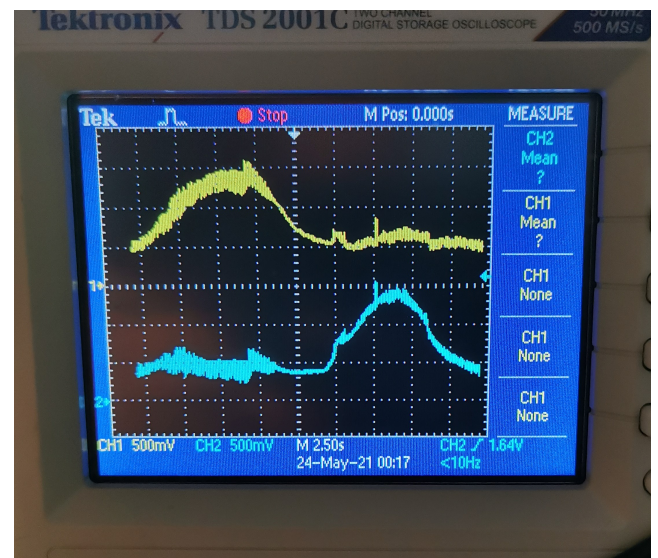


Figur 4.1: Testmodulen sett ovenifra.

Figurene under viser spenningskurvene fra de fire lysdiodekretsene, på et oscilloskop, der man roterer testmodulen en hel gang. Modulen starter og stopper med retning mot nord. Figur 4.2 viser signalet fra lysdioden som peker mot Nord (gul) og mot Sør (blå), mens Figur 4.3 viser Øst (Ggul) og Vest (blå).



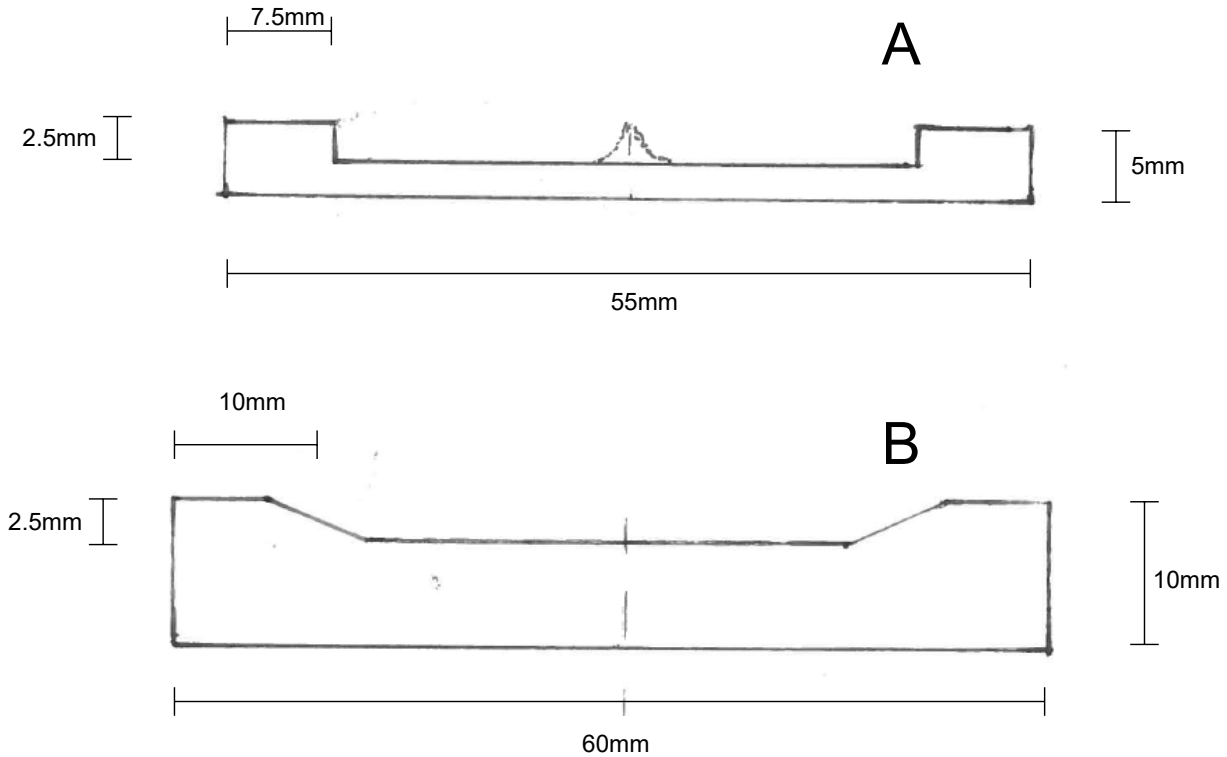
Figur 4.2: Grafer ved rotasjonstest, Nord (gul) og Sør (blå).



Figur 4.3: Grafer ved rotasjonstest, Øst (gul) og Vest (blå).

4.2 Reaksjonshjul

Det ble konstruert to reaksjonshjul ved hjelp av personale ved mekanikk labbene. Figur 4.4 viser skisser av disse to diskene. Ett av hjulene, hjul A, er oppbygd av aluminium, mens det andre, hjul B, er oppbygd av jern og er en del tyngre.



Figur 4.4: Skisse av reaksjonshjulene. Hjul A er av Aluminium mens hjul B er av Jern.

Ved å følge fremgangsmåten som er beskrevet ved seksjon 3.4 vil man kunne beregne parametrene for våre rotasjonshjul. Starter med hjul A, radiuser og høyder er plukket fra Figur 4.4

$$m_{grunnAlum} = \rho \pi r^2 h_{grunnAlum} = 0.01603 kg \quad (4.1)$$

$$m_{ringAlum} = \rho \pi (r^2 - r_{indreGrense}^2) h_{ringAlum} = 0.00755 kg. \quad (4.2)$$

Hjul A ble veid til å ha en vekt på 22 gram mens beregning av massen til hjulet sier at det skal veie

$$m_{totalAlum} = 0.0236 \approx 23 gram. \quad (4.3)$$

Treghetsmomentet til hjul A kan dermed beregnes ved bruk av formel (3.8)

$$I_{wAlum} = \frac{m_{grunnflate} \cdot r^2}{2} + \frac{m_{ring}(r^2 + r_{indreGrense}^2)}{2} = 1.0431 \cdot 10^{-5} kgm^2. \quad (4.4)$$

For Hjul B blir parametrene

$$m_{grunnJern} = \rho \pi r^2 h_{grunnJern} = 0.166 kg \quad (4.5)$$

$$m_{ringJern} = \rho \pi (r^2 - r_{indreGrense_1}^2) h_{ringJern} = 0.0228 kg \quad (4.6)$$

$$m_{ringJernIndre} = \frac{\rho\pi(r_{indreGrense_1}^2 - r_{indreGrense_2}^2)h_{ringJern}}{2} = 0.0084kg. \quad (4.7)$$

Hjul B ble veid til å ha en vekt på 191 gram mens beregning av massen til hjulet sier at det skal veie

$$m_{totalJern} = 0.19775 \approx 197gramm. \quad (4.8)$$

Trehetsmomentet til hjul A kan også beregnes ved bruk av formel (3.8)

$$I_{wJern} = \frac{m_{grunnflate} \cdot r^2}{2} + \frac{m_{ringJern}(r^2 + r_{indreGrense_1}^2)}{2} + \frac{m_{ringJernIndre}(r_{indreGrense_1}^2 + r_{indreGrense_2}^2)}{2} = 9.29 \cdot 10^{-5}kgm^2 = \quad (4.9)$$

$$I_{wJern} = 9.29 \cdot 10^{-5}kgm^2. \quad (4.10)$$

Man kan nå beregne hvor lang tid det vil ta for systemet å rotere satellitter om én akse, se formel(2.9). Velger en motor som har en maks rpm på 2100 rpm, som er maks rpm for motoren FT7Bo1 70701-A,

$$h_{maksAlum} = I_{wAlum} \cdot \omega_{maks} = 3.82 \cdot 10^{-4} \quad (4.11)$$

for hjulet av aluminium og

$$h_{maksJern} = I_{wJern} \cdot \omega_{maks} = 3.405 \cdot 10^{-3} \quad (4.12)$$

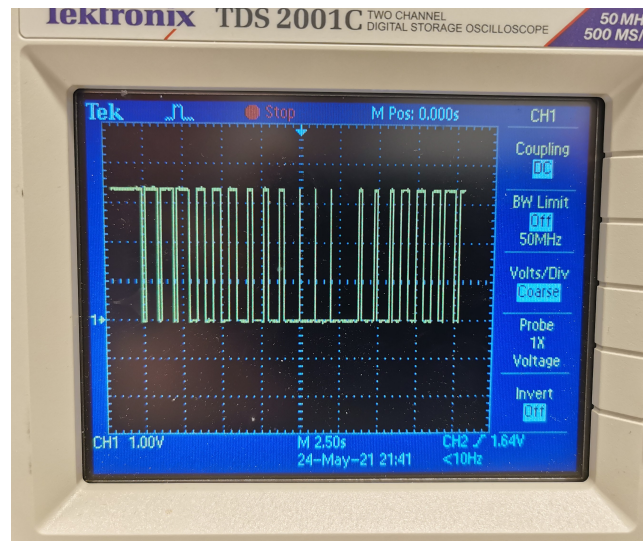
for hjulet av jern. Videre kan man regne ut hvor raskt dette systemet vil kunne rotere en satellitt i rommet, dette ved bruken av formelen (2.10) og verdiene for treghetsmomentet om aksene til CubeSat av 1U, 2U og 6U fra Tabell 3.1. Disse nye verdiene vil føres inn i Tabell 4.2.

Tabell 4.2: Rotasjonstid for CubeSatellitter med egendesignet system

	1U	2U	6U
$I_{xx}, [kgm^2]$	$1.67 \cdot 10^{-3}$	$8.33 \cdot 10^{-3}$	$65.0 \cdot 10^{-3}$
$I_{yy}, [kgm^2]$	$1.67 \cdot 10^{-3}$	$8.33 \cdot 10^{-3}$	$50.0 \cdot 10^{-3}$
$I_{zz}, [kgm^2]$	$1.67 \cdot 10^{-3}$	$3.33 \cdot 10^{-3}$	$25.0 \cdot 10^{-3}$
$t_{360^\circ}, Jern, [s]$	6.150	30.75	239.88
$t_{360^\circ}, Alum, [s]$	54.77	273.89	2136.4

4.2.1 Simulering av kode

Systemet består av to deler. Selve pwm signalet som styrer motorkretsen og BEMMF utregning. Figur 4.5 viser pwm signalet som kan styres ved hjelp av GPIOPort2 port 4 og 6. Figuren viser et pwm signal som endrer duty-cycle med sekvensen; 0, 25, 50, 75 og 100 [%].



Figur 4.5: PWM signal med varierende duty-cycle fra 0 til 100 %

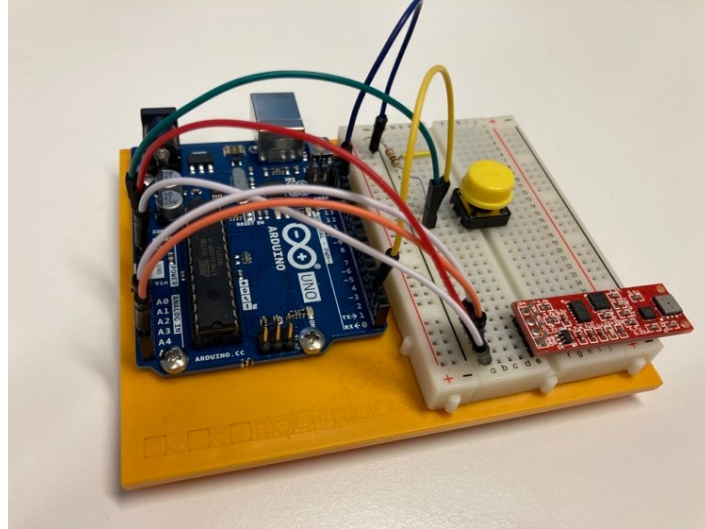
I løpet av sekvensen som er vist ved Figur 4.5 ble det målt et BEMF spenninger. Disse verdiene ble hentet ved de forskjellige periodetidene og ble ført inn ved Tabell 4.3

Tabell 4.3: PWM spenninger ved forskjellige “duty-cycles”, fart er gitt i rpm

Rotasjon med klokken				
Duty-cycle	Fart Høyre	Fart Venstre	Fart med retning	Hastighet i [%]
25	1578	0	1578	69.3
50	1602	0	1602	70.4
75	1634	0	1634	71.8
100	1660	0	1660	72.9
Rotasjon mot klokken				
25	0	1577	-1577	-69.3
50	0	1598	-1598	-70.3
75	0	1623	-1623	-71.4
100	0	1663	-1663	-73.1

4.3 Magnetometer

På Figur 4.6 ser man hvordan kretsen var sat opp under testing. Tabell 4.4 viser en oversikt over målinger over magnetometerets nøyaktighet. “Vinkel fra Mk” viser vinkelen som ble lest av da magnetometeret pekte mot den faktiske vinkelen. “Styrke” er den absolutte styrken på magnetfeltet i tre-akser. “Styrke i aksene” viser styrken på det målte magnetfeltet i hver av aksene.



Figur 4.6: Bildet av magnetometer oppsettet som ble brukt under testing.

4.4 Gyroskop

Kretsen for gyroskop er den samme som for magnetometer, da de er montert på samme IMU, se Figur 4.6. Verdiene fra gyroskopet var konstant null uavhengig av rotering.

Tabell 4.4: Resultater fra praktisk test av magnetometeret

Faktisk vinkel (°)	Vinkel fra Mk (°)	Styrke ([mG])	Styrke i aksene [mG]		
			x	y	z
0/360	0.98	883.29	763	133	-455
10	8.85	859.42	739	115	-447
20	16.77	850.12	697	213	-451
30	31.94	893.98	624	389	-527
45	42.15	826.38	506	458	-481
60	56.87	831.02	370	567	-491
70	64.82	805.85	276	587	-495
80	76.66	806.23	143	603	-520
90	87.55	772.59	25	584	-517
100	97.42	767.40	-74	568	-522
110	108.20	747.93	-170	517	-524
120	118.69	744.98	-255	466	-531
135	134.68	744.71	-359	363	-553
150	153.96	742.50	-442	216	-569
160	168.04	753.19	-472	100	-583
170	180.36	760.59	-481	-3	-598
180	183.45	766.35	-506	-30	-581
190	197.12	782.88	-487	-150	-600
200	209.74	807.03	-462	-264	-612
210	222.55	842.26	-410	-374	-633
225	239.91	898.05	-307	-535	-659
240	262.70	943.88	-87	-679	-665
250	273.05	956.35	38	-713	-645
260	283.40	978.21	172	-722	-649
270	292.03	982.50	284	-702	-638
280	300.38	985.95	391	-667	-626
290	308.68	1006.43	482	-602	-653
300	317.66	1021.86	574	-23	-670
315	328.99	995.24	682	-410	-604
330	340.54	975.50	747	-264	-584
340	349.23	974.11	773	-147	-581
350	357.87	946.47	779	-29	-559

/5

Diskusjon

5.1 Valg av sensor

Alle sensorene som er nevnt i seksjon 2.4 er ikke nødvendigvis like aktuelle å bruke i en småsatellitt. Begrensninger som settes for en småsatellitt til forskjell for en større type er volum og masse. Hele ideen bak en småsatellitt er at man skal redusere massen. Dette fører til at man må tenke nytt angående hvilken orienteringsbestemmelse man ønsker å bruke.

5.1.1 Solsensor i småsatellitt

Både digital og analoge solsensorer er brukt i småsatellitter. Dette skyldes at solsensorer ikke tar opp mye plass, i tillegg til at de ikke krever mye strøm.

Ulempen med solsensor er at man ikke finne orientering når satellitten ikke blir belyst av sol. I tillegg krever sensorene solstråler, som gjør at de tar opp overflate som kunne blitt brukt til solceller. Dette er et større problem for nanosatellitter da de ikke har like stor overflate. For å unngå dette kan man bruke solcellepanelene i stedet for fotodioder. Solceller gir ikke ut like nøyaktige målinger som fotodioder, noe som vil gå på bekostning av det endelige resultatet.

Hvis man i så fall vil bruke en form for solsensor burde man konstruere et system med lineær respons mellom solvinkel og sensor. Dette vil gjøre det mye enklere for et system å beregne nøyaktige vinkler. Hvis man ikke finner en slik lysdiode med lineær respons kan man konstruere ett oppsett med flere sensorer på en rekke eller en annen form for fysisk oppsett. Disse oppsettene kan benytte vegger som danner skygger over lysdiodene, slik at programvare kan se på hvilke dioder som ligger bak en skygge eller ikke og dermed regne ut en solvektor utifra disse dataene.

5.1.2 Gyroskop i småsatellitt

Gyroskop er en sensor de fleste satellitter bruker. Dette skyldes de nøyaktige målingene og det kompakte design. Hvilket type gyroskop man bør velge avhenger av pris, presisjon og masse. Er man avhengig av høy presisjon er Ringlaser gyroskop eller Halvkule Resonator gyroskop det beste alternativet. Den største ulempen med disse er prisen, men også størrelsen. Ønsker man å bygge et rimeligere system er

MEMS gyro et bra alternativ, med høy presisjon sammenlignet med andre sensor typer. Det finnes flere forskjellige typer tilgjengelig i form av COTS teknologi.

Velger man å bruke et MEMS gyroskop må man være bevisst på at det oppstår drift i gyroskopet. Dette vil over tid skape store feil i estimering av orientering, etter hvert som man summerer dem sammen. For å unngå dette bør man kalibrere gyroskopet opp mot en attitude sensor, med jevne mellomrom.

Sammenlignet med andre sensorer som er basert på COTS teknologi, er gyroskop det mest nøyaktige, så sant man tar hensyn til drift. I tillegg til sin lave masse, er dette en sensor som kan brukes til de fleste satellitter. Dette skyldes at gyroskop er i stand til å måle rotasjon rundt alle akser.

Gyroskop er en god kombinasjon sammen med solsenor, slik at gyroskopet kan estimere orientering når satellitten er i skygge fra sola. Med MEMS gyro kan driften føre til at estimert orientering kan avvike med flere grader fra den faktiske orienteringen.

5.1.3 Magnetometer i småsatellitt

For å bruke magnetometer til orienteringsbestemmelse, er man avhengig av et magnetometer med høy sensitivitet for å måle jordas magnetfelt. Derfor er ikke Hall Effekt magnetometer aktuelt, da det ikke er i stand til å måle jordas magnetfelt.

I flere større satellitter brukes det Flux Gate sensorer, siden de har høy sensitivitet og er lite påvirket av støy. For en småsatellitt er ikke Flux Gate et alternativ, grunnet sin store masse.

For småsatellitter er alternativet AMR sensor. Disse sensorene kommer vanligvis i form av MEMS. Noe som gjør at de tar opp lite plass og har en lav kostnad. Ulempen med AMR sensorer er at de er veldig mottakelig for støy og har en nøyaktighet på rundt 1° til 2° .

For å redusere det elektromagnetiske støyet magnetometeret tar inn, kan man holde sensoren unna komponenter og trace som produserer mye magnetfelt. Er ikke dette mulig kan man bruke skjerming rundt magnetometeret.

Magnetometer er ikke den mest nøyaktige formen for absolutt sensor. Men velger man en AMR sensor blir dette den mest kompakte sensoren i denne rapporten, sett bort i fra gyroskop. Er det å redusere volum viktigere enn nøyaktighet, er magnetometer det beste valget.

5.1.4 Horisontsensor i småsatellitt

For satellitter som skal rette seg mot jorda, er Horisontsensor et alternativ. For småsatellitter er ikke dette en ideell løsning. Sensoren er avhengig av å bli plassert på siden som er rettet mot jorda, som vanligvis er hvor man ønsker å plassere payloaden. I tillegg er detektorer for infrarød stråler ganske kostbare.

Skal man bruke en skannende Horisontsensor er det ikke anbefalt å bruke en mekanisk styring. Dette er fordi den mekaniske styringen har høy masse og krever mye strøm.

Horisontsensor er ikke en populær løsning for småsatellitter, da det finnes rimeligere og mer energisparende alternativer. Bedre alternativer er solsensor kombinert med gyroskop. Da det gir en tilnærmet lik nøyaktighet.

5.2 Valg av aktuatorer

Når det gjelder valg av aktuator system for nano-satellitter har man mange muligheter. Fagfeltet er i hurtig fremgang og ny testing rundt mer kompakte styringssystem har blitt enklere å gjennomføre slik at universitet og private selskap har fått mulighet til å produsere sine egne system, som igjen fører til en raskere fremgang i teknologi. Når man skal velge et styringssystem er det mye man må tenke på. Man må først vite hvilke krav som satellittens oppdrag stiller til styringssystemet. Må satellitten peke i en bestemt retning? Hvor mange grader av rotasjonsfrihet trenger satellitten. Hvilke banehøyde har satellitten? Hvor stor og massiv er satellitten? Disse faktorene, med mer, vil ha en stor innvirkning på valget av styringssystem.

Frem til nå har “Magnetic torquers” vært den mest brukte metoden innenfor aktuatorsystem, se underseksjon 2.5.4. “Air-cored” firkant-spoler og “torquerods” har dominert fagfeltet for en lang tid men i nyere tider har system som reaksjonshjul og fremdriftsraketter gitt gode simuleringsresultater ved bruken av disse systemene ved mindre satellitt-system. Det vil gjerne være en kombinasjon av flere forskjellige system som vil være fremtiden, der dette prinsippet har vært implementert ved større satellitter over lang tid. For større satellitter vil en kombinasjon av reaksjonshjul og “magnetic torquers” ofte komplimentere hverandres svakheter, reaksjonshjul har en evne til å endre orienteringen til satellitter men høy nøyaktighet med på grunn av eksterne påvirkninger som satellitter i bane vil oppleve, vil hjulene etter hvert gå i metning. For å dumpe dette momentet vil man ofte implementere en form for moment-dumping, se underseksjon 2.5.7.

5.2.1 Reaksjonshjul

Når man skal konstruere et reaksjonshjul-system er det en rekke ting man må tenke på for å få et godt resultat. Først er det størrelsen og formen for den roterende disken. CubeSatellitter har nøyaktige mål på den fysiske størrelsen satellitten kan være og den har et konkret massebudsjett. Det er derfor viktig å prøve å konstruere en disk med så lav masse som mulig men at den samtidig har et høyt nok potensiale for lagring av treghetsmoment. Satellitter i LEO banehøyder vil ha en omløpstid på rundt 90 minutter, så et krav for et mulig reaksjonshjulsystem vil være at den må ha mulighet til å rotere satellitten om den vesentlige aksen på under 90 minutter. Hvis ikke dette er mulig vil man ikke ha mulighet til å fritt styre satellitten til de punktene satellitten ønsker.

Så kommer valget av hvilken motor man skal bruke. For system som skal brukes i rommet vil man ha en lang levetid på komponentene. Man vil derfor velge en motor med minst mulig bevegelige deler som berører hverandre. Børstede motorer vil derfor ikke være en god løsning. Ved kontinuerlig bruk over tid vil børste-kommutatoren til motoren slites ned og må byttes ut, noe som ikke er ønskelig ved bruken av system som er avhengig av en lang og stabil levetid. Børsteløse motorer er derimot en mye bedre mulighet. I motsetning til børstede motorer vil en BLDC ikke ha et slikt friksjonselement, det eneste friksjonsmomentet denne motoren opplever er en glidefriksjon langs rotasjonsaksen. Vesentlig testing over lengre tid, ved ekstreme forhold og fysiske implementering av slike motorer i rommet har gitt positive resultater for at slike motorer skal kunne oppleve verdensrommets påkjenninger over en lengre tidsperiode. Et godt estimat på hvor lenge en motor og resten av systemet kan overleve i rommet er på rundt 10 år. Når man velger en BLDC der et flere viktige kriterier man må tenke på. For å få mest mulig ut at massen til rotasjonsdisken vil man ha en motor som har en høy maks rpm, jo høyere rpm, jo større er potensialet for lagring av treghetsmomentet i rotasjonsdisken, se formel (2.9). Fysisk størrelse er også en viktig variabel ved bruken av motorer innenfor nano-satellitter. Når man velger motor må de fysiske målene av motoren komme inn som et argument for hvilke motorer som skal velges. En mindre motor med noe dårligere parametre vil være mer attraktiv hvis den er mye mindre i størrelse enn andre alternativ. Det er også veldig viktig å vite de nøyaktige parametrene til motoren. Parametre som indre motstand, “no load current”, “stall current”, maks rpm og antallet vendinger for motorens spoler vil være viktig for å kunne forutse responen til motoren ved bruk. En god skala for hvor høyt rpm burde være ved bruken

av et reaksjonshjul vil være alt over 10 000 i maks rpm. En form for pannekake-motor vil derfor være et godt valg av motor. Disse motorene er en type trefaset, børsteløs motor og har potensiale for en veldig høy maks rpm og har et lavt volum.

For styring av motorkretsen vil man også trenge en styrekrets. Styrekretsene regulerer hastigheten og den fysiske responsen som motorsystemet vil ha på resten av satellitten. Det er flere forskjellige former av fartskontroll, der kretsene bruker en form av kulde signal. ofte en variant av et PWM signal og i kombinasjon med en metode for måling av rotasjonshastighet og rotorposisjon. Det er flere forskjellige metoder for å beregne farten som motoren roterer med. Dette er metoder som BEMF og bruken av hall-effekt sensorer som er gunstige og pålitelige metoder.

5.2.2 Andre metoder

Også andre metoder for attitude endring er tilgjengelige for nano-satellitter. Som tidligere nevnt er spoler mye brukt, særlig innenfor nano-satellitter, men også andre metoder har det blitt forsket på.

Det er mulig for en satellitt å manipulere eksterne kreftene som satellitten opplever. Eksempler av dette kan være at en satellitt kan endre sin orientering ved å manipulere sine egne fysiske egenskaper. De kan endre sin egen form slik at jordens gravitasjonsfelt kan stabilisere en av satellittens akser. Dette kan oppnås ved bruken av en "Gravity-boom". Satellitter kan også endre sine aerodynamiske egenskaper som kan føre til at satellitten kan peke med dens baneretning.

CMG hjul er i prinsipp det samme som reaksjonshjul, men rotasjonsdisken har en konstant rotasjonshastighet. Det som skaper dreimoment er når man endrer retningen til rotasjonsaksen. Denne metoden har et mye bedre kraftmoment over masse forhold men CMG hjulet opptar et for høyt volum for at systemet skal være effektivt ved bruken ved mindre satellitter.

5.3 Solsensor

En stor del av oppgaven var at det skulle realiseres et lysdiodesystem som skal kunne finne en solvektor. Etter en fysisk test av det ferdigstilte systemet ble det produsert en liste med verdier om tilhørte virkelige vinkelverdier. Denne tabellen ble gitt ved Tabell 4.1. I første kolonne ser man de virkelige vinklene som systemet skulle klare å finne på egenhånd. Kolonne to og tre beskriver hvor godt systemet klarte å estimere den virkelige vinkelen. Man kan se at det er store avvik mellom den faktiske vinkelen og den beregnede når lyskilden lyser direkte på en av de fire sidene. Dette avviket kan skyldes responsen til fotodiodene.

Fotodiodene som ble brukt har en ulineær respons. Dette førte til komplikasjoner når man skulle finne en funksjon for beregning av vinkel, se seksjon 3.1 for mer info. Hvis man studerer Figur 8 ved seksjon A.1, viser responsen til diodene. Som man kan legge merke til er forskjellen på mengden strøm diodene slipper gjennom er lav ved vinklene som ligger langs normalen til diodene. En liten endring endring ved de høyeste spenningene som kretsen produserer vil ha en stor innvirkning på vinkelen som programmet spytter ut. Systemet sammenligner den nåværende ADC verdien fra solsensorkretsene med en maksimum og minimumsverdi som den har målt under kalibreringsprosessen. Hvis noen sterkere støy-amplituder blir produsert av systemet vil denne nye høye spenningen settes som ny referanse for programmet. Testmodulen er koblet opp på flere "breadboard" og med testledninger som kan produsere støy, se Figur 4.1. Dette vil ha en stor påvirkning på hvilke verdier sensorkretsen vil produsere, spesielt ved høyere vinkler. Dette var et stort problem til å begynne med, men etter plasseringen av et enkelt lavpass-filter fikk man mye penere verdier ut fra systemet. Man kan fortsatt se spor av denne effekten ved spenningsgrafen produsert av lysdiodekretsen som peker mot vest, se Figur 4.3. Dette vil da også være grunnen til at vinklene er mest unøyaktige når testmodulen peker mot en multiplikasjon av 90° .

Programmet er mest nøyaktig mellom disse multiplikasjonene av 90° . Dette skyldes fortsatt av responsen til lysdiodene. Responsen er relativt lineær rundt disse 45° vinklene, se Figur 3.3. Programmet tar også et gjennomsnitt av de to vinkelverdiene som er belyst. Dette fører også til en bedre nøyaktighet.

Dette området med høy nøyaktighet hadde vert større hadde det ikke vert for lysforurensning. Derfor må programmet konstrueres med tanke på støy fra andre eksterne lyskilder. Kontoret der man gjennomfører tester er ikke 100% lystett så man må regne med at det vil være en god del lysforurensning i rommet. Det ble derfor satt en spenningsgrense som en krets må overstige for at programmet skal anerkjenne at innkommende spenningsverdi faktisk er vinkelen fra lyskilden og ikke fra en annen kilde. Denne verdien er satt til at vinkelen må være høyere enn 10° .

Kolonne fire består av verdier som refererer til en ønsket verdi. Funksjonen som spytter ut disse verdiene sammenligner vinkelen som systemet har funnet, for så å regne ut hvor langt testmodulen må rotere for at testmodulen skal peke i den retningen som gir lik innfallsvinkel som ønsket verdi. Dette tallet er oppgitt i % der en endring på 28 vil si at testmodulen må rotere 28% av 360 grader mot klokken. Denne verdien var det planer om å bruke for å styre rotasjonshjulet, men stepp-responsen som ble produsert var ikke god så vi la programmet på is, se seksjon A.5 og underseksjon 3.4.4 for mer info.

De siste verdiene på lista viser hvilke spenninger som programmet får inn fra de forskjellige lysdiodekretsene. Noe man kan legge merke til er maksimum og minimum spenningsverdier som produseres av lysdiodekretsen som peker mot nord. Dette området er mye smalere enn de andre tre. Det er usikkert hvor denne feilen ligger hen, feilsøking med bruken av multimeter klarte ikke å lokalisere feil. Mest trolig kan det være at lysdioden er defekt eller en kondensator som ikke vil lade seg ut, den klarer ikke å lade seg ut før neste puls lader den opp igjen.

5.4 Reaksjonshjul

Det første rotasjonshjulet som ble dreid ut var av jern. De fysiske målene for dette reaksjonshjulet ble ikke helt det samme som vi hadde håpet på. Begrensninger på hvordan man dreide ut hjulet gjorde at hjulet fikk en litt høyere masse og en litt annen form enn det vi håpte på, se hjul B ved Figur 4.4. En følge av dette var at motoren ikke var i stand til å starte å rotere hjulet, startmomentet ble for høyt. For å kunne feste hjulet til motoren måtte man bore et hull med diameter lik den diameteren til rotasjonsaksen til rotoren. Denne størrelsen bor hadde de ikke tilgjengelig på mekanisklabben. Vi måtte derfor slipe ned et litt større bor, for så å bore hullet gjennom metalleden for hånd. Dette medførte at hjulet fikk en svak men definitiv vibrasjon ved lavere hastigheter. Denne vibrasjonen ble forsterket ved høyere rotasjonsfarter som gjorde testmodulen totalt ustabil. Hjulet av aluminium ble en større suksess. Det hjulet vi endte med fikk noen andre fysiske mål men vi bestemte oss for at det var godt nok til å bevise prinsipp. Dette hjulet hadde også en liten vibrasjon i sin spinn, men den er ikke stor nok til å være et problem.

Motoren vi valgte å bruke var en børstet dc motor med navnet T7B01 70701-A. Vi fant lite informasjon rundt motoren på nett, som gjør det vanskelig å styre systemet på en kontrollert måte.

Tabell 4.2 viser hvordan disse hjulene vil påvirke CubeSat system hvis de hadde blitt implementert i virkeligheten. Siden banetiden for satellitter i LEO bane vil ligge på 90 minutt (5400 sekund) vil hjulene kunne rotere alle de tre CubeSat typene en hel runde før satellitten er tilbake til sitt startpunkt. Hvor godt de gjør jobben sin kommer an på hvilke krav oppdraget stiller til hvordan satellitten skal oppføre seg satellitten.

5.4.1 PWM og BEMF

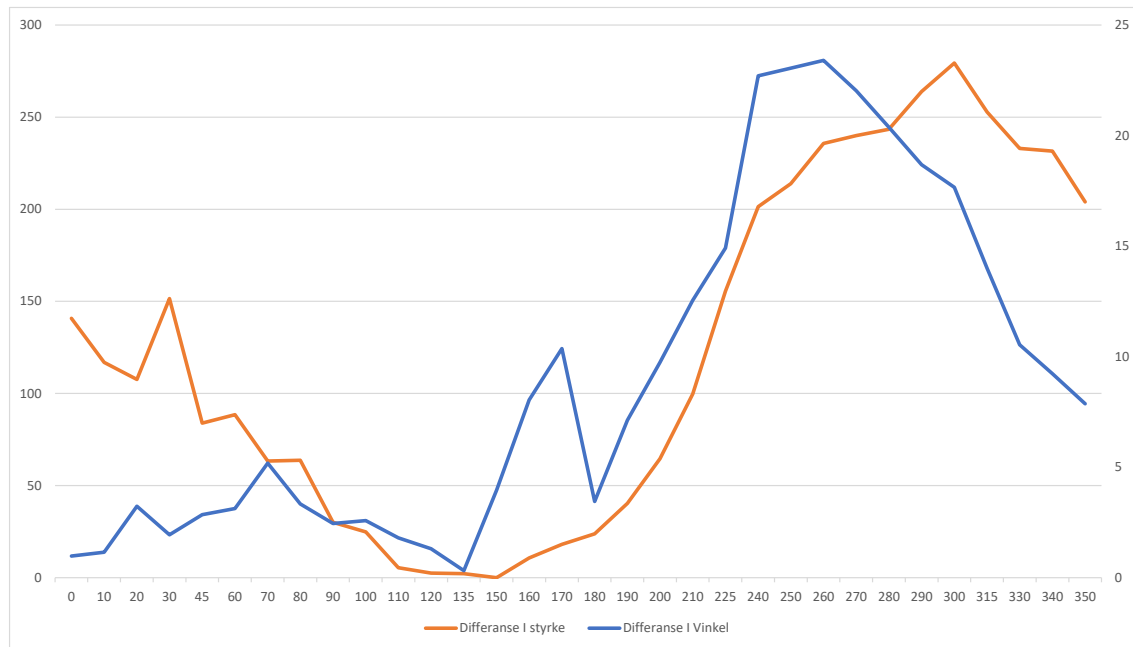
PWM kode fungerte som det skulle. Ved å endre verdien som var lagret i timerregistret *TA0CCR1* kunne man justere signalets "Duty-cycle". Dette viser Figur 4.5. For å teste systemet brukte man et knappavbrudd for å legge til 1/4 av *TA0CCR0*. For hvert knappetrykk vil dermed øke "Duty-cycle" med 25°, noe som systemet gjør.

BEMF gir ikke ut gode verdier. På grunna av "timing" problemer hadde man problemer med å måle BEMF verdier når PWM signalet fra mikrokontrolleren er lav. Tabell 4.3 viser riktig BEMF resultat hvis dette timing problemet hadde blitt løst. Verdiene for rpm er fortsatt ikke riktige. Ved fysisk observasjon av rotasjonshjulet fulgte motorhastigheten endringen av "Duty-cycle". Dette skyldes trolig av at vi satte uriktige parametrene for motoren. Det eneste som fungerte som det skulle var hvordan programmet klarte å se hvilke retning hjulet roterte.

5.5 Magnetometer

Ettersom HMC5883L er et sensitivt magnetometer, er det veldig mottakelig for andre magnetfelt enn jordas. Avvik fra forventede resultater skyldes derfor trolig elektromagnetisk støy fra elektroniske apparater i nærheten. På Figur 5.1 viser aviket fra hver vinkel og differansen i styrke fra laveste målte verdi. Her kan man se en antydning til sammenheng. Når styrken på magnetfeltet endres kan man også se at magnetometeret avviker fra referansen. Dette kan tyde på at magnetfeltet rundt magnetometeret har endret seg. Denne endringen kan skyldes elektriske apparater i nærheten.

Fra underseksjon 2.4.3 vet man at jordas magnetfelt har en styrke på 0.3 G til 0.65 G. Derfor bør vi forvente en verdi innen for dette området. Fra målingene på Tabell 4.4 ser vi at styrken varierer fra omtrent 750 mG til 1000 mG. Noe som er sterkere enn det vi har forventet. Dette kan tyde på at magnetometeret er påvirket av andre magnetfelt.



Figur 5.1: Ett blokkdiagram av det sammensatte systemet

5.6 Gyroskop

Da programmet ble kjørt var null de eneste verdiene gyroskopet ga ut. Dette skyldes trolig programvaren på Arduinoen. Hvor det brukes feil registre som gjør at gyroskopet ikke blir initiert korrekt. På grunn av begrenset tid, ble ikke feilsøking av gyroskopet prioritert.

Koden var i stand til å kjøre, noe som tyder på at mikrokontrolleren mottok bekreftelses-bit fra slaven. Men det ble ikke lastet opp korrekt informasjon i registeret til gyroskopet.

En annen årsak kan være at deler av gyroskopet er defekt og dermed ikke gir ut verdier. Videre kan det være aktuelt å sammenligne med en annet gyroskop for å utelukke eventuelle feil i gyroskopet.

5.7 Videre Arbeid

Videre arbeid vil være å koble sammen sensorer med aktuatorer. Vi ville også ha fokusert på å fikse programmet for BEMF. For så å utvide systemet til ett tredimensjonalt ADCS.

/6

Konklusjon

Det er flere mulighet med COTS både for sensorer og aktuatorer. En populær form for COTS er MEMS. MEMS har hatt stor utvikling den siste tiden og gjør at man er i stand til å få mindre og billigere sensorer. Men med reduksjon i prisen følger også presisjon. I alle tilfellene gikk kvaliteten på sensormålingene ned med prisen. Det er ikke et klart svar på hvilken orienteringsbestemmelse som er den beste for småsatellitter. Den mest presise resultat vil man få ved en kombinasjon av en solsensor og et gyroskop. Mens en billigere løsning er magnetometer kombinert med et gyroskop.

Utviklingen i motorteknologi har gitt oss mulighet for å lage mer kompakte og robuste reaksjonshjulsystem. Reaksjonshjul er den mest nøyaktige formene for orienteringsstyring, som er aktuell for småsatellitter. Dette er fordi man har mulighet for å overvåke motorens faktiske hastighet, ved hjelp av sensor- og sensorløse systemer.

Magnetometeret var forstyrret av elektromagnetisk støy produsert i elektroniske apparat. Skal denne typen magnetometer brukes i et kompakt system er man nødt til å foreta skjerminger for å redusere påvirkningen fra elektromagnetisk støy.

Bruken av enkelte lysdioder med en u-lineær respons vil ikke egne seg som en nøyaktig metode for beregning av en innfallsvinkel. Hvis man ser på responsen fra flere lysdioder samtidig, vil man kunne få et mer nøyaktig resultat. En u-lineær lysdiode per side er ikke nok.

Reaksjonshjul av aluminium eller jern, vil gi gode resultat ved implementering innenfor nano-satellitter. Massene ved disse rotasjonshjulene behøver ikke store masser for at responsen skal være tilfredsstillende. Ved ukjente motorparametre er det vanskelig å konstruere et system som produserer en god respons.

Bibliografi

- [1] Mohamed M Abid. *Spacecraft sensors*. eng. Chichester, 2005.
- [2] Chantal Cappelletti, Simone Battistini og Benjamin K. Malphrus. *Cubesat Handbook From Mission Design to Operations*. 2021. ISBN: 9780128178843.
- [3] J. Feng, L. Romankiw og D. Thompson. «Magnetic self-bias in the barber pole MR structure». I: *IEEE Transactions on Magnetics* 13.5 (1977), s. 1466–1468. DOI: 10.1109/TMAG.1977.1059617.
- [4] Peter Fortescue, Graham G. Swinerd og John Stark. *Spacecraft Systems Engineering, Fourth Edition*. 2011. ISBN: 9780470750124. DOI: 10.1002/9781119971009.
- [5] Greeentech. *10DOF L3G4200D/ADXL345/HMC5883L/BMP085 sensor breakout*. URL: http://www.greeentech.com/wiki/index.php/10DOF_L3G4200D/ADXL345/HMC5883L/BMP085_sensor_breakout. (accessed: 18.05.2021).
- [6] H. Helvajian og S. Janson. *Small Satellites: Past, Present, and Future*. eng. El Segundo, Calif, 2008.
- [7] Texas Instruments. *TI Precision Labs - Motor drivers: Brushless-DC motors*. URL: <https://training.ti.com/node/1139742?context=1139747-1138777-1139742>. (accessed: 18.04.2021).
- [8] Kristian Lindgård Jenssen, Kaan Huseby Yabar og Jan Tommy Gravdahl. «A comparison of attitude determination methods: Theory and experiments». I: *62nd International Astronautical Congress 2011, IAC 2011*. 2011. ISBN: 9781618398055.
- [9] Harry Jones. «The recent large reduction in space launch cost». I: 48th International Conference on Environmental Systems. 2018.
- [10] Raymond Kristiansen, Per Johan Nicklasson og Jan Tommy Gravdahl. «Satellite attitude control by quaternion-based backstepping». I: *IEEE Transactions on Control Systems Technology* (2009). ISSN: 10636536. DOI: 10.1109/TCST.2008.924576.
- [11] Oliver Kurz. «Design and Implementation of an Attitude Determination System for the Cubesat UWE-2 (Hardware based). MASTER'S THESIS». Ph.d.-avh. Luleå University of Technology; University of Wuerzburg, 2007, s. 77.
- [12] Erik Kyrkjebø. «Satellite Attitude Determination magnetometers and a star tracker». I: December (2000), s. 70.
- [13] Manuel A.P Lains. *A magnetometer instrument for attitude determination in a nanosatellite*. eng. Oslo, 2011.
- [14] Junquan Li mfl. «Design of attitude control systems for CubeSat-class nanosatellite». I: *Journal of Control Science and Engineering* (2013). ISSN: 16875249. DOI: 10.1155/2013/657182.
- [15] P. McMahon og R. Lavèn. «Results from 10 years of reaction/momentum wheel life testing». I: *European Space Agency, (Special Publication) ESA SP*. 2005.
- [16] NASA. *Observatory - Pointing Control*. URL: <https://www.nasa.gov/content/goddard/hubble-space-telescope-pointing-control-system>. (accessed: 15.05.2021).
- [17] NASA. *Reaction Wheel for CubeSat Attitude Control*. URL: https://cubesats.gsfc.nasa.gov/symposiums/2017/posters/009P-Gerardo_CubeSat_ReactionWheels.pdf. (accessed: 15.05.2021).
- [18] Tam Nguyen, Kerri Cahoy og Anne Marinan. «Attitude determination for small satellites with infrared earth horizon sensors». I: *Journal of Spacecraft and Rockets* 55.6 (2018), s. 1466–1475.
- [19] Espen Oland og Rune Schlanbusch. «Reaction wheel design for CubeSats». I: *RAST 2009 - Proceedings of 4th International Conference on Recent Advances Space Technologies* November 2015 (2009), s. 778–783. DOI: 10.1109/RAST.2009.5158296. URL: <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?arnumber=5158296>.

- [20] David M Rozelle. «The hemispherical resonator gyro: From wineglass to the planets». I: *Proc. 19th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*. Bd. 134. 2009, s. 1157–1178.
- [21] Abolfazl Shirazi og Mehran Mirshams. «Design and performance simulation of a satellite momentum exchange actuator». I: *Australian Journal of Mechanical Engineering* 14.1 (2016), s. 1–9. ISSN: 14484846. DOI: 10.1080/14484846.2015.1093223. URL: <http://dx.doi.org/10.1080/14484846.2015.1093223>.
- [22] Marcel J Sidi. *Spacecraft Dynamics and Control: A Practical Engineering Approach*. eng. Cambridge aerospace series. Cambridge University Press, 1997. ISBN: 0521787807.
- [23] *Spacecraft attitude determination and control*. eng. Bd. vol. 73. Astrophysics and space science library. Dordrecht: Kluwer, 1978. ISBN: 9027712042.
- [24] Kristian Svartveit. «Attitude determination of the NCUBE satellite». I: *Engineering Cybernetics* (2003).
- [25] Martin Sweeting. «Modern Small Satellites - Changing the Economics of Space». I: *Proceedings of the IEEE* 106.3 (feb. 2018), s. 343–361. DOI: 10.1109/JPROC.2018.2806218. URL: <https://epubs.surrey.ac.uk/845853/>.
- [26] Mihindukulasooriya Sheral Crescent Tissera mfl. «An efficient momentum dumping method through an alternative sun pointing strategy for small Near Equatorial Orbit satellite». I: okt. 2015.
- [27] Marius Volmer og Jenica Neamtu. «Micromagnetic analysis and development of high sensitivity spin-valve magnetic sensors». I: *Journal of Physics: Conference Series* 268 (feb. 2011), s. 012032. DOI: 10.1088/1742-6596/268/1/012032.
- [28] Jeff Watson. *MEMS Gyroscope Provides Precision Inertial Sensing in Harsh, High Temperature Environments*. URL: <https://www.analog.com/en/technical-articles/mems-gyroscope-provides-precision-inertial-sensing.html#>. (accessed: 15.05.2021).
- [29] B. Wie. *Space Vehicle Dynamics and Control*. AIAA education series. American Institute of Aeronautics og Astronautics, 1998. ISBN: 9781563472619. URL: <https://books.google.no/books?id=n97tEQvNyVgC>.



Vedlegg

A.1 Datablad Fotodiode, BPW34S.

A.2 Datablad Magnetometer, HMC5883L.

A.3 Datablad IC-Krets motor, l293

A.4 Grade Hjul

PDF av grade hjul som ble brukt til testing er vedlagt i zip mappe.

A.5 Kode for lysdiodekrets og RW-krets

Koden brukt for henting av spenningsverdier fra lysdiodekretser og styring av reaksjonshjul ved bruken av PWM.

A.6 Kode for magnetometer

Koden brukt til å hente data fra magnetometer.

A.7 Kode for gyroskop

Koden brukt på å forsøke å hente ut informasjon fra gyroskop er vedlagt i zip mappe.

A.8 Skjemategning for 10DOF

Skjemategning for 10DOF, for hvordan kretsen er bygget opp på 10DOFen er vedlagt i zip mappe.

A.9 Koblingsskjema for 10DOF

Vedlagt i zip mappe er et koblingsskjema for hvordan 10DOF skal kobles sammen med en Arduino.

A.10 Flytskjema PID kontroll

A.11 Simuleringsverdier av lysdiodekrets

Simuleringsverdier ved test av lysdiodekrets.

A.12 Datablad Gyroskop L3G4200

A.13 MålingerMagnetometer

A.14 Relevant info

I denne mappen ligger all relevant info som trengs for å kunne replikere denne rapporten.

