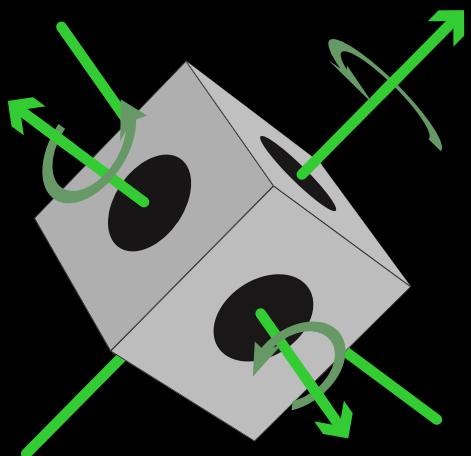


Testbænk til CubeSats med attitudekontrolsystem baseret på magnetorquers



Copyright © Gruppe P2 B115, Elektronik og IT, Aalborg Universitet 2015

Denne rapport er udarbejdet i L^AT_EX. Yderligere er Lucidchart, Adobe Illustrator, Adobe Photoshop, Microsoft Excel, Mathworks MATLAB og Linear Technology LT-Spice brugt til udarbejdelse af figurer og diagrammer.



Elektronik og IT
Aalborg Universitet
<http://www.aau.dk>

AALBORG UNIVERSITET STUDENTERRAPPORT

Titel:

Testbænk til CubeSats med attitudekontrolsystem baseret på magnetorquers

Tema:

Dynamiske elektroniske systemer

Projektpériode:

Forårssemester 2015

Projektgruppe:

B115

Deltagere:

Mads Bangshaab
Jakob Enevoldsen
Thomas Ørnsted Gøtke
Alexander Korsvang Hagelskjær
Daniel Laursen
Bang Minh Nguyen
Niclas Hjorth Stjernholm

Vejledere:

Jens Frederik Dalsgaard Nielsen
Kirsten Krogh Hansen

Oplagstal: 10**Sidetal:** 94**Afleveringsdato:** 27. maj 2015**Synopsis:**

I dette projekt undersøges udfordringerne ved udvikling, test og opsendelse af CubeSats. Der tages udgangspunkt i udfordringer omkring test af attitudekontrolsystemer på 1 U CubeSats, hvorfra der konstrueres en testbænk, der har til formål at teste et attitudekontrolsystem baseret på magnetorquers. Testbænken består af Helmholtzspoler, controller og ophæng. Helmholtzspolerne anvendes til at danne et ensartet magnetfelt og controlleren styrer strømmen til spolerne via en mikrocontroller. Der konstrueres desuden en attrap for en 1 U CubeSat indeholdende magnetorquers, for at teste funktionaliteten af testbænken. Der er igennem projektet fundet en metode til integrering af delkomponenterne til et system, som kan bruges til test af magnetorquers. En samlet integration af alle delkomponenterne til systemet, er dog ikke blevet testet endeligt, og der er stadig udviklingspotentiale i testbænken. Den udviklede prototype af testbænken kan give et estimat over den krævede funktionalitet for test af attitudekontrolsystemet på en 1 U CubeSats i én akse.

Rapportens indhold er frit tilgængeligt, men offentliggørelse (med kildeangivelse) må kun ske efter aftale med forfatterne.

Forord

Denne rapport er udarbejdet af gruppe B115, i forbindelse med 2. semester-projektet på ingeniøruddannelsen; Elektronik og IT, under det overordnede tema *Dynamiske elektroniske systemer*.

Til kildehenvisninger anvendes Harvardmetoden. Forefindes der ingen referencer ved figurer og tabeller, er disse udarbejdet af forfatterne af rapporten. Enheder er i rapporten angivet efter SI-systemet.

Til løsning af flere opgaver, er der anvendt supplementerende software. Disse programmer er Mathworks MATLAB, Arduino IDE, Linear Technology LT-Spice, Maplesoft Maple, PASCO Capstone og Autodesk Inventor.

Tak til Brian Thomsen fra AAUSATlab og Rasmus Holst fra GomSpace for at bidrage med belysning af problemstillingen.

Aalborg Universitet, 26. maj 2015

Alexander Korsvang Hagelskjær
<ahagel14@student.aau.dk>

Bang Minh Nguyen
<bnguye14@student.aau.dk>

Daniel Laursen
<dlaurs14@student.aau.dk>

Jakob Enevoldsen
<jenevo14@student.aau.dk>

Mads Bangshaab
<mbangs14@student.aau.dk>

Niclas Hjorth Stjernholm
<nstjer14@student.aau.dk>

Thomas Ørnsted Gøtke
<tgotke10@student.aau.dk>

Indhold

| | |
|--|-----------|
| Forord | v |
| I Problemafdækning | 1 |
| 1 Indledning | 3 |
| 1.1 Satellitter og kredsløbsbaner | 3 |
| 1.2 Opsendte satellitter | 5 |
| 1.3 Initierende problemformulering | 7 |
| 1.4 Anvendte metoder | 7 |
| 2 Problemanalyse | 9 |
| 2.1 Fysiske begrænsninger | 9 |
| 2.2 Kommunikation | 10 |
| 2.3 Levetid | 11 |
| 2.4 Opsendelse | 12 |
| 2.5 Attitudekontrol | 12 |
| 2.6 Tests af CubeSats | 13 |
| 2.7 Afgrænsning | 15 |
| 3 Problemstilling | 17 |
| 3.1 Attitudebestemmelse | 17 |
| 3.2 Attitudeændring | 18 |
| 3.3 Attitudekontrol på nanosatellitter | 19 |
| 3.4 Problemformulering | 21 |
| 4 Kravspecifikation | 23 |
| 4.1 Testbænk | 23 |
| 4.1.1 Spoler | 23 |
| 4.1.2 Controller | 25 |
| 4.1.3 Ophæng | 26 |
| 4.2 Satellitattrap | 27 |
| II Løsningsstrategier | 31 |
| 5 Design og konstruktion | 33 |
| 5.1 Spoler | 33 |
| 5.1.1 Helmholtzspoler | 33 |
| 5.1.2 Elektriske egenskaber | 34 |

| | |
|---|-----------|
| 5.2 Controller | 35 |
| 5.2.1 Mikrocontroller | 36 |
| 5.2.2 Filter | 36 |
| 5.2.3 Signalforstærkning | 41 |
| 5.2.4 Strømforstærkning | 43 |
| 5.2.5 Integration af controllerens delkomponenter | 45 |
| 5.2.6 Andre designovervejelser | 47 |
| 5.3 Ophæng | 48 |
| 5.4 Satellitattrap | 49 |
| 5.5 Integration | 51 |
| III Test | 53 |
| 6 Komponenttest | 55 |
| 6.1 Magnetometer | 55 |
| 6.2 Helmholtzspoler | 56 |
| 6.2.1 Induktans | 56 |
| 6.2.2 Magnetfelt | 57 |
| 6.3 Controller | 59 |
| 6.4 Ophæng | 61 |
| 6.4.1 Bæreevne | 61 |
| 6.4.2 Indvirkning på magnetfelt | 62 |
| 6.4.3 Rotationsmodstand | 63 |
| 6.5 Satellitattrap | 64 |
| 6.5.1 Spoler | 64 |
| 6.5.2 Strømforbug | 65 |
| 7 Integrationstest | 67 |
| 7.1 Test af spoler og controllers | 67 |
| 7.2 Magnetfeltstest af attrappspoler | 68 |
| 7.3 Test af rotationstid | 70 |
| IV Afrunding | 73 |
| 8 Konklusion | 75 |
| 9 Perspektivering | 77 |
| Litteratur | 79 |
| A Interviews | 85 |
| A.1 Forskningsspørgsmål | 85 |
| A.2 GomSpace | 85 |
| A.3 AAUSAT | 87 |
| B Liste over opfyldelse af krav | 89 |
| B.1 Opfyldelse af krav til testbænk | 89 |
| B.2 Opfyldelse af krav til satellitattrap | 91 |
| C Oversigt over indhold af CD | 93 |

Del I

Problemafdækning

Kapitel 1

Indledning

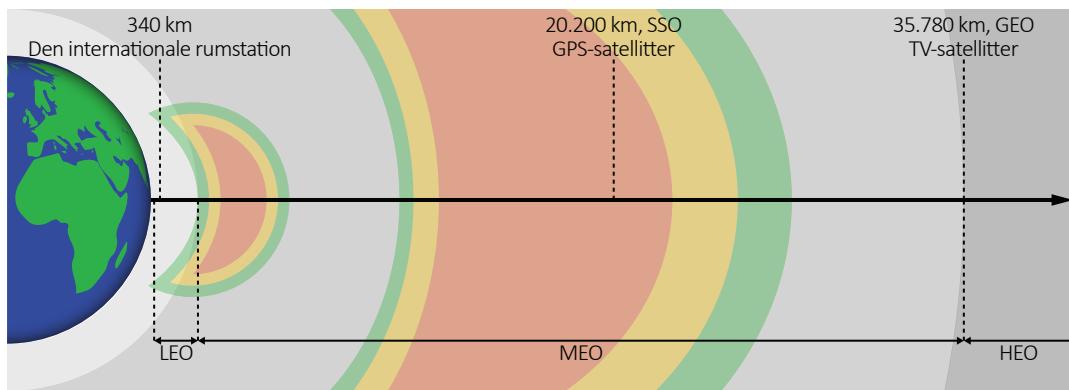
Satellitter har stor betydning for menneskers hverdag uden at det umiddelbart er synligt. Hvis alle satellitter fra den ene dag til den anden stopper med at virke, vil konsekvenserne mærkes over hele kloden [Stub og Stub, 2014]. Et eksempel er navigationssatellitter. Hvis disse satellitter ikke virker, vil muligheden for øjeblikkelig navigation med mobiltelefonen forsvinde.

Satellitter bruges til utallige formål, og teknologien heri bliver bedre og bedre. Små satellitter som CubeSats er blevet meget populære, på grund af en relativt lav udviklingspris, i forhold til større satellitter. CubeSats kan f.eks. bruges til at tage billeder af Jorden, med henblik på observation af Jordens miljø og klima. For at kunne tage billeder af Jorden, er det nødvendigt at kunne pege en CubeSat i en bestemt retning, hvilket kan gøres ved hjælp af elektromagnetisme. Inden en CubeSat opsendes, er det nødvendigt at teste dette, ved at simulere rummets miljø [Holst, 2015]. Til at skabe et passende testmiljø udvikles en testbane gennem dette projekt.

1.1 Satellitter og kredsløbsbaner

En satellit er et objekt, der er i kredsløb omkring en planet. Dette kan både være naturlige satellitter, som måner, eller menneskeskabte objekter. I denne rapport afgrænses satellitter til at være menneskeskabte fartøjer i kredsløb om Jorden. Der findes flere forskellige typer satellitter. Typisk opdeles de efter formål, kredsløb eller størrelse. Hvis man tager et blik på satellitkredsløb omkring Jorden, deles de typisk ind i tre overordnede grupper. På figur 1.1 kan der blandt andet ses de tre kredsløbsopdelinger: *Low Earth Orbit* (LEO) er kredsløb nærmest Jorden, som er klassifikationen for banerne op til ca. 2000 km over Jordens overflade; *Medium Earth Orbit* (MEO) er kredsløbsbanerne mellem ca. 2000 km og ca. 36.000 km over Jorden; *High Earth Orbit* (HEO) er kredsløbsbaner, der er højere end 36.000 km over Jorden. Uover den overordnede inddeling af kredsløbsbaner er der nogle nævneværdige baner. Skellet mellem MEO og HEO er defineret ved den geostationære kredsløbsbane (GEO). Satellitter i GEO har omløbstid på ét døgn. Satellitter i GEO vil derfor

have samme relative position på himlen set fra Jorden. Satellitter i dette kredsløb er primært TV- og radiosatellitter samt vejrsatellitter. Da de ligger stationært over et punkt på Jorden, kan vejrsatellitter observere udviklingen af vejrsystemer i dette område og parabolter til satellit-tv skal kun rettes mod et sted på himlen. I MEO, er det primært navigationssatellitter der i kredsløb. Midt i MEO ligger den semi-geostationære bane (SSO) hvor GPS-satellitter befinner sig. Satellitter her vil passere samme sted over Jorden to gange. Dette øger dækningen for navigationssatellitter, samtidig med deres position er forudsigtlig til et givent tidspunkt. I LEO, vil det oftest være videnskabelige- og vejrsatellitter der er i kredsløb. Dette skyldes, at denne form for satellitter tager billeder af Jorden. Når satellitterne ligger i denne højde, vil de nå rundt om Jorden flere gange i døgnet, og dermed har én satellit mulighed for at dække et større areal af Jorden, end hvis den var i et højere kredsløb [Riebeek, 2009].



Figur 1.1: Skitsering af kredsløbsbaner og strålingsbælter omkring Jorden. Baseret på data fra Riebeek [2009]; Ganushkina et al. [2011].

Omkring Jorden findes to strålingsbælter kaldet Van Allen-bælterne. Det er strålingsbælter, hvor ioniserede partikler og højenergi elektroner er fanget i Jordens magnetfelt. De to bælter er også vist på figur 1.1, farvet med rød, gul og grøn. Af figuren kan det ses, at der er en begrænset mængde stråling i LEO, da de to strålingsbælter ligger uden for denne kredsløbshøjde. Den store mængde stråling i bælterne udgør en betydelig risiko for satellitter, der passerer bælterne, eller hvis de har behov for en fastbane i eller nær bælterne. Strålingspåvirkningen deles som regel op i tre tilfælde: total ioniseret dosis, forskydningsskade og engangstilfælde. Total ioniseret dosis er, når satellitten har været påvirket af stråling over tid, indtil den bryder sammen. Forskydningsskade opstår typisk i optoelektroniske systemer, såsom solceller, og er en forskydning af atomer i et materiales gitterstruktur, som forringes dets egenskaber. Engangstilfælde kan variere fra ubetydelige datafejl til totalnedbrud, hvis vigtige systemer bliver ramt af en tilpas stor energi fra ioniserede partikler. For at undgå strålingsskader er der umiddelbart tre forskellige løsninger. Der kan forsøges at af-

skærme sårbare komponenter, tænke strålingsresistens ind i design af komponenter eller for så vidt muligt undgå strålingen [Maurer et al., 2008].

Tabel 1.1: Inddeling af satellitter efter masse

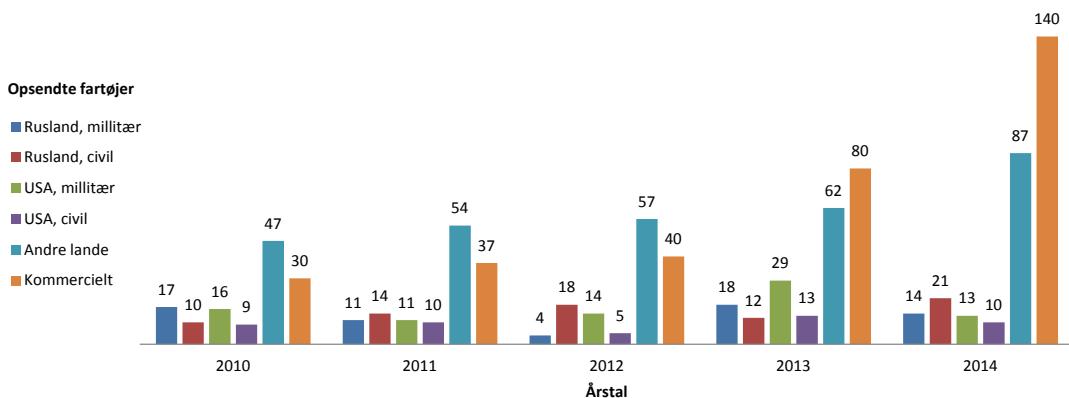
| Kategori | Masse [kg] |
|-----------------------------|-------------|
| Store satellitter | > 1.000 |
| Mediumstørrelse satellitter | 500 - 1.000 |
| Minisatellitter | 100 - 500 |
| Mikrosatellitter | 10 - 100 |
| Nanosatellitter | 1 - 10 |
| Picosatellitter | 0,1 - 1 |
| Femtosatellitter | < 0,1 |

[Buchen og DePasquale, 2014]

I tabel 1.1 er en inddeling af satellitter efter masse. Inddelingen efter masse er brugbar, da den siger noget om hvor mange satellitter, der kan være med pr. opsendelse.

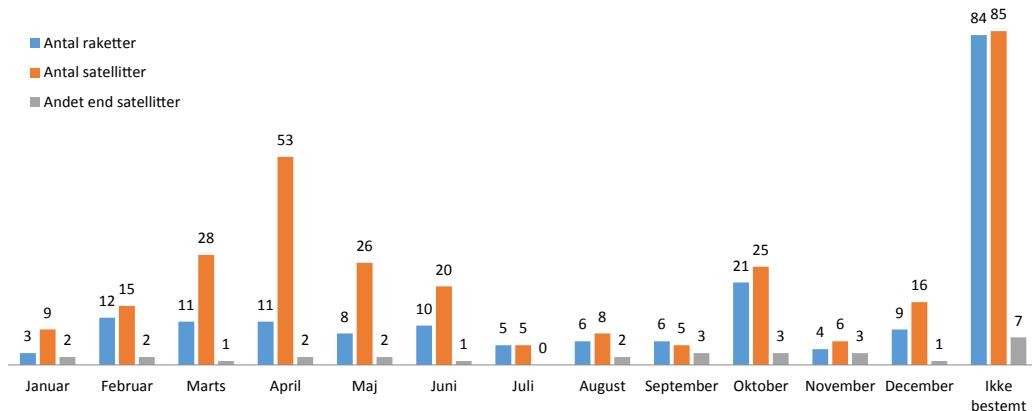
1.2 Opsendte satellitter

At der er sket en stigning af opsendte rumfartøjer over de seneste år fremgår af figur 1.2. Den største stigning er sket i den kommercielle sektor, men det ses også at stater, udover de oprindelige rumstormagter, bevæger sig ind på rumfartsområdet. Specielt fra 2012 til 2014 er der en stigning i antallet af rumfartøjer opsendt i kommercielt regi. Opszendelse af rumfartøjer i denne årrække er steget med 250 %, hvilket viser, at dette er et marked i vækst [Lafleur, 2015].



Figur 1.2: Antallet af rumfartøjer opsendt fra 2010 til 2014 kategoriseret efter sektor [Lafleur, 2015]

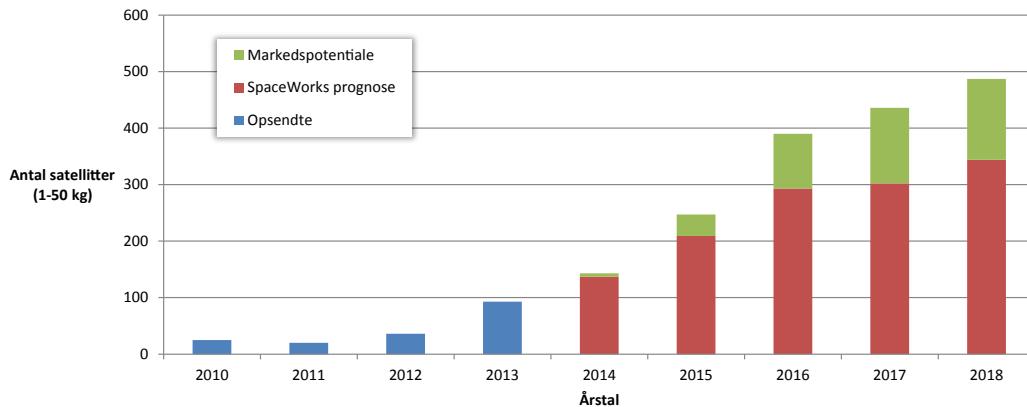
Antallet af rumfartøjer der bliver opsendt, er dog ikke lig med antallet af satellitter, da et rumfartøj eller en raket kan indeholde mere end én satellit ad gangen. Der er derfor udarbejdet figur 1.3 over de foreløbigt planlagte opsendelser af raketter samt antallet af satellitter, der følger med, for 2015 [Microcom, 2015].



Figur 1.3: Opendelsesplan for 2015. Baseret på data fra Microcom [2015].

Det ses af figur 1.3, at nogle af de raketter, der skal opsendes i 2015, vil indeholde mere end én satellit. På figuren ses også kolonner med *Andet end satellitter*, de dækker blandt andet over oppustelige moduler, samt bemandede og ubemandede lasttransporter til den internationale rumstation. En af grundene til at der kan opsendes flere satellitter pr. raket, er den fysiske størrelse på satellitterne. Derfor er et sted, hvor det er spændende at se på udviklingen i antallet af satellitopsendelser, ved de mindre satellitter, nærmere betegnet nano- og mikrosatellitter. Populariteten på netop denne størrelse af satellitter er steget markant over de seneste år. Hvis man ser på figur 1.4 ses der en markant stigning fra 2012 til 2013. De mindre satellitter er altså vokset i popularitet, og ud fra en prognose lavet af firmaet SpaceWorks, som også ses på figur 1.4, forventes stigningen at fortsætte [Buchen og DePasquale, 2014].

En af grundene til stigningen i nanosatellitter, kan være udviklingen i CubeSats. En CubeSat er en nanosatellit, formet som en terning med en sidelængde på 10 cm og en masse på maksimalt 1,33 kg [CubeSat Program, 2014]. Der ses en stigning i antal opsendte CubeSats fra år 2010 til 2014 som vist på figur 1.5. CubeSats voksende popularitet kan skyldes de relativt lave udviklingsomkostninger og den simple konstruktion, da meget af hardwaren er standardiseret. Flere større organisationer som f.eks. NASA, tilbyder endvidere at opsende kvalificerede CubeSats uden beregning, og for ikke kvalificerede CubeSats er opsendelsen billigere end for traditionelle satellitter. For at få sendt en CubeSat gratis op med enten ESA eller NASA, kræves det, at en af disse organisationer har planlagt en mission, hvortil den aktuelle CubeSat skal opfylde kravene til denne mission [Holst, 2015].



Figur 1.4: Opsendelser af satellitter mellem 1 kg og 50 kg fra 2010 til 2013, samt prognose over opsendelser frem til 2018 [Buchen og DePasquale, 2014]

CubeSats anvendes til flere forskellige formål, blandt andet observation af Jorden ved at tage billeder af specifikke steder. På grund af den høje tilgængelighed ser CubeSats i stigende grad anvendelse i forskningsprojekter og til målinger og observationer fra rummet. Eksempelvis anvendes de til at spore fartøjer og specifikke lasters rute. I de kommende år er der også planlagt missioner, der anvender CubeSats til kommunikation [Krebs, 2015].

CubeSats må antages at være en af de helt store elementer indenfor fremtiden af satellitter, men indeholder som alle andre satellitter, stadig udfordringer. Der opstilles derfor en initierende problemformulering til at belyse problemstillingen.

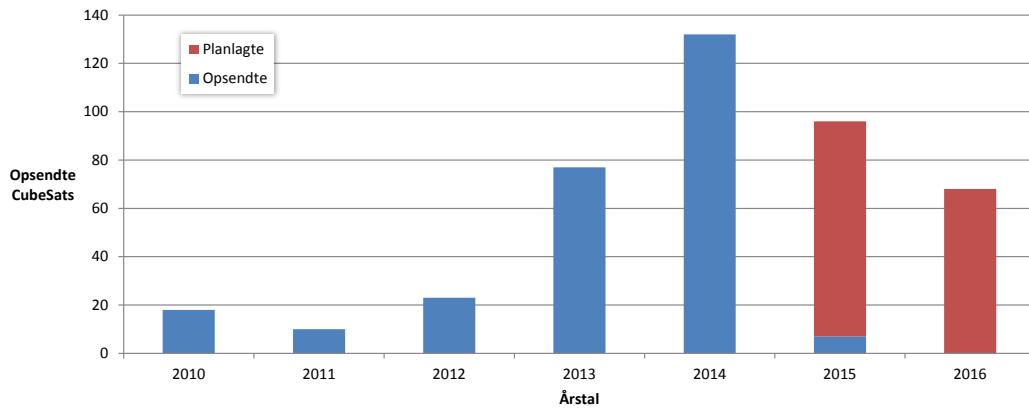
1.3 Initierende problemformulering

Hvilke udfordringer er der ved udviklingen af CubeSats, og hvordan testes disse på Jorden?

1.4 Anvendte metoder

Der er som forberedelse til problemanalysen udført et litteraturstudie indenfor emnet. Dette er gjort for at tilegne sig den nødvendige viden inden for satellitter og attitudekontrol, til at kunne redegøre, analysere og vurdere de aktuelle problemstilinger. Udover dette er der udført to kvalitative interviews, med eksperter indenfor området.

Det ene interview blev lavet med studerende Brian Thomsen. B. Thomsen er en af de medvirkende udviklere på den nyeste satellit som Aalborg Universitets satellitudviklingsgruppe, AAUSAT, skal sende op. Han har erfaring med attitudekontrol om bord på CubeSats og har lavet sit bachelorprojekt inden for dette.



Figur 1.5: Oversigt over CubeSatopsendelser 2010-2016. Baseret på data fra Krebs [2015].

Det andet interview er udført med Rasmus Holst, som er uddannet civilingeniør i Elektronik og IT. Han arbejder som ingeniør inden for attitudekontrolsystemer hos GomSpace, og har også tidligere været med i udviklingen af satellitter hos AAUSat på Aalborg Universitet.

Referater og spørgsmål fra begge interviews er at finde i bilag A. Derudover ligger interviewene i deres helhed på CD'en, beskrevet i bilag C, som lydfiler.

Kapitel 2

Problemanalyse

Ud fra den initierende problemformulering og disse interviews er der udarbejdet en analyse over de mest relevante udfordringer for CubeSats:

- Fysiske begrænsninger
- Kommunikation
- Levetid
- Kredsløbsstyring
- Opsendelse
- Attitudekontrol
- Tests

Udfordringerne er derefter blevet overvejet i forhold til en vurdering om projektets intenderede læringsmål, for at finde en kandidat til en teknisk løsning.

2.1 Fysiske begrænsninger

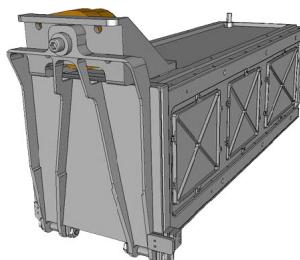
CubeSat er en standard for satellitter, der primært vedrører størrelsen og udformningen af satellitter. Den åbne standard er nedsat af California Polytechnic State University, for at gøre adgangen til rummet for små satellitter lettere tilgængeligt [CubeSat Program, 2014]. Standarden er til for at hjælpe med at dele viden omkring opsendelsen af satellitter, og øge sikkerheden for både satellitterne og de fartøjer der bringer dem i deres bane. En CubeSats størrelse bliver opgjort i *units* (U), hvor den første udgave af standarden, definerer CubeSat til størrelsen 1 U, som svarer til en terning med sidelængden 10 cm [CubeSat Program, 2014]. Hvis størrelsen skaleres op til 2 U eller 3 U, skal dette ske i den ifølge standarden definerede z-retning så alle dimensionerne kendes for satellitten. Standarden sætter ligeledes en begrænsning på massen af en CubeSat på 1,33 kg pr. unit [CubeSat Program, 2014]. På tabel 2.1 findes et overblik over dimensionerne, massen samt den fysiske fremtrædelse i forhold til CubeSat Program [2014].

Tabel 2.1: Tabel over størrelse og masse på de standard definerede CubeSats.

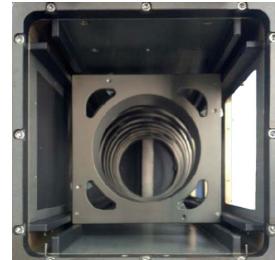
| <i>Størrelse [U]</i> | <i>Dimensioner [cm]</i> | <i>Maksimal masse [kg]</i> | <i>Fysisk fremtrædelse</i> |
|----------------------|--------------------------|----------------------------|---|
| 1 | $10 \times 10 \times 10$ | 1,33 |  |
| 1,5 | $10 \times 10 \times 15$ | 2,00 |  |
| 2 | $10 \times 10 \times 20$ | 2,66 |  |
| 3 | $10 \times 10 \times 30$ | 4,00 |  |

[CubeSat Program, 2014]

Standarden inkluderer også en mekanisme til opbevaringen af CubeSaten under opsendelse, og afkobling fra opsendelsesraketten, en såkaldt *Poly Picosatellite Orbital Deployer* (P-POD) [CubeSat Program, 2014]. I figur 2.1 ses en P-POD, der er konstrueret med en kapacitet på 3 U. Den kan derved indeholde CubeSats i størrelsen 1 U til 3 U i forskellige konfigurationer. På figur 2.1b ses fjederen, som bruges til afkoblingsmekanisme.



(a) Computermodel af P-POD



(b) Afkoblingsmekanismen på en P-POD

Figur 2.1: P-POD med kapasitet på 3 U [CubeSat Program, 2014].

CubeSats fysiske størrelse udgør altså en udfordring for udviklerne, da samtlige komponenter og systemers størrelse samt vægt skal minimeres bedst muligt, for at kunne være i den kompakte satellit. Det lille rumfang på blot $0,001\text{ m}^3$ for 1 U CubeSat, begrænser antallet af komponenter. Disse begrænsninger mindsker antallet af mulige formål for satellitten, men simplificerer samtidig udvikling.

2.2 Kommunikation

Den primære form for kommunikation består i, at modtage data fra CubeSaten og dens komponenter, og at sende kommandoer og parametre til CubeSaten. Uden denne funktionalitet, vil en CubeSat ude i rummet være nytteløs, da der ikke er andre måder at komme i kontakt med den information, som satellitten samler ind. CubeSatens

kommunikationssystem er opbygget således, at der er et sender- og modtagersystem på CubeSaten og en eller flere styringsstationer på Jorden. Pålidelighed er den mest relevante bekymring her, for hvis kommunikationssystemet fejler, mister satellitten i effekt sit formål [Garg et al., 2003].

Et af problemerne med kommunikationen mellem Jorden og en CubeSat er kommunikationstiden. Ifølge Clausen [2001], vil kommunikation med Cubesaten, AAU-SAT3, kun kunne finde sted 12 minutter, seks gange dagligt, da CubeSaten skal være over horisonten, set fra jordstationen i Danmark. Det skyldes primært, at den bevæger sig rundt om Jorden ca. 16 gange i døgnet, med forskellige inklinationer i forhold til Jordens ækvator. På grund af dette, er det en stor udfordring at have konstant kommunikation med en satellit [Thomsen, 2015].

En anden udfordring opstår, når en CubeSat roterer meget hurtigt, hvilket vil besværliggøre kommunikationen, og gøre at signalet bliver mere ustabilt [Kennewell og McDonald, 2015]. Selve kommunikationsudstyret på en satellit kan også tage skade af den konstante eksponering til det ekstreme miljø, der er at finde i rummet. [Maurer et al., 2008]

2.3 Levetid

Satellitters levetid defineres, som tiden satellitten befinder sig i kredsløb, og kommunikation finder sted. Den ønskede levetid varierer efter satellittens formål, derfor er vigtigt at tage højde for satellittens levetid, når formålet specificeres. Nogle typer satellitter, med kontinuerlige formål, vil have interesse i at blive i kredsløb så lang tid som muligt, for at få det største udbytte af dem. For satellitter i *Low Earth Orbit* (LEO), er de tre vigtigste overvejelser vedrørende levetid tyngdekraftsvariationer, kredsløbshenfald og rumskrald [NASA, 2011].

Kredsløbshenfald er når ellers stabile kredsløb mister energi på grund af eksterne påvirkninger. Som følge af at Jorden ikke er en perfekt kugle, og ikke har helt jævn massefordeling, samt tyngdekraftspåvirkninger fra andre himmellegemer, vil et ellers perfekt kredsløb blive forskubbet over tid. Den lave højde nanosatellitterne befinder sig i, medvirker også til at de mister energi til luftmodstand fra atmosfæren [Pulido, 2015]. CubeSats opsendt til omkring 300 km højde vil som regel have en levetid på få måneder, men det varierer dog meget grundet variationer i atmosfærens densitet, og solens aktivitet. De satellitter der befinner sig i 500 km til 600 km højde, kan blive oppe i minimum 25 år [Ploom, 2014].

I takt med at mængden af satellitopsendelser vokser, er rumskrald et stigende problem. Udtrykket dækker over satellitter, der har udtjent deres formål, men stadig befinner sig i kredsløb, samt dele af satellitter der af forskellige grunde er blevet spredt i mindre dele. Der kan også befinde sig små naturlige satellitter, f.eks. små kometer, men grundet det høje kredsløbshenfald i LEO er antallet af disse lavt [NASA, 2011].

2.4 Opsendelse

Ved opsendelse af en satellit kan der opstå flere forskellige komplikationer. Dette er både under og inden opsendelse. Opsendelse af en satellit kræver stor planlægning igennem flere år. Rådes der som virksomhed eller organisation ikke over en raket, vil det også være nødvendigt at købe opsendelsesplads andet steds. Prisen for dette varierer alt efter størrelsen på satellitten.

Der forefinder sig også udfordringer under selve opsendelsen af raketten, som satellitten er med ombord på. Når en raket skal sendes i rummet, er der kraftige rystelser, hvilket kan risikere at gøre skade på satellitten, hvis den ikke er konstrueret til at kunne modstå dette. Ligeledes er der også høje lyde inde i lastrummet, og dette lydtryk kan også risikere at beskadige satellitten. Der laves tests af disse faktorer inden opsendelse, hvilke vil blive beskrevet i afsnit 2.6.

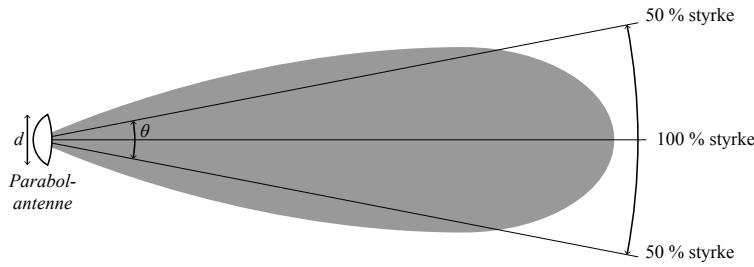
2.5 Attitudekontrol

Attitudekontrol er kontrol af orientering af et objekt i rummet. Begrebet dækker både over at ændre retning fra én orientering til en anden og *detumbling*, som er stabilisering af satellitten efter opsendelse. Attitudekontrol er vigtigt for mange typer satellitter, da deres formål ofte foreskriver, at de evner at pege i en bestemt retning, f.eks. mod Jordens overflade. Dette kan være for, at en vejrsatellit kan tage et billede af Jorden. Behovet for attitudekontrol kan også ses ved satellitkommunikation i de højere frekvensbånd. En højere signalfrekvens kan give en større datatæthed, dog på bekostning af udbredelsesstyrke. Derfor kræves der en retningsbestemt antenné for at opretholde en passende signalstyrke for modtagerstationen. Følgende eksempel vil tage udgangspunkt i en generel retningsbestemt antenné i form af en typisk parabolantenne. Jævnfør ligning 2.1, som er den generelle formel for udstrålingensbredden for en parabolantenne, kan den maksimale afvigelse af strålen i forhold til modtagerstationen findes.

$$\theta = \frac{k\lambda}{d} \quad [^\circ] \quad (2.1)$$

Ligningen beskriver strålebredden θ , som er vinklen mellem de to punkter, hvor strålens styrke er 50 % af maksimalstyrken. Dette kaldes også 3 dB strålebredde. Konstanten k er baseret på antennens udformning, λ er signalets bølgelængde og d parabolens diameter i meter. På figur 2.2 kan strålebredden i forhold til ligning 2.1 ses.

Det antages at satellitten bruger C-båndet, som blandt andet bruges til satellitkommunikation, og der bruges den højeste frekvens på 8 GHz [ESA, 2013]. Samtidig antages det, at antennen er en integreret del af CubeSaten, derfor kan parabolen højest have en diameter på 10 cm. Med disse tal og den typiske k for paraboler på 70, kan udregningen foretages som vist i udregning 2.2 [Minoli, 2009].



Figur 2.2: Illustration af signaludbredelse fra en parabolantenne.

Først udregnes bølgelængden. Det antages, at signalet udbredes med lysets hastighed i vakuum.

$$\lambda = \frac{2,998 \cdot 10^8 \text{ m s}^{-1}}{8 \cdot 10^9 \text{ s}^{-1}} \approx 3,75 \text{ cm} \quad (2.2a)$$

Derved kan vinklen for strålen udregnes.

$$\theta = \frac{70 \cdot 0,0375 \text{ m}}{0,1 \text{ m}} = 26,25^\circ \quad (2.2b)$$

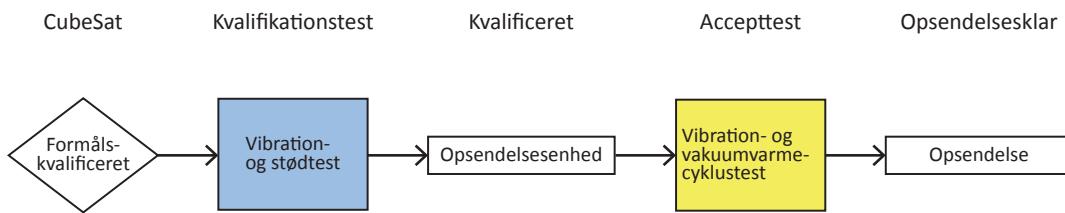
For at beregne afvigelsen i en akse deles strålebredden med 360° , svarende til en fuld omdrejning.

$$\frac{26,25^\circ}{360^\circ} \cdot 100 \% \approx 7,3 \% \quad (2.2c)$$

Afvigelsen for kommunikation med parabolantenne ved en frekvens på 8 GHz, må derfor ikke afvige mere end 7,3 % pr. akse for at opretholde en signalstyrke på minimum 50 %. Det er derfor vigtigt med et passende attitudekontrolsystem.

2.6 Tests af CubeSats

En af udfordringerne ved CubeSats, er simuleringen af det ekstreme miljø, der forekommer i rummet. Hovedformålet med at teste systemerne i en CubeSat er at kunne bekraefte, at systemet i praksis vil fungere, som det er konstrueret til, når denne bliver sendt i kredsløb om Jorden. Systemet skal testes på flere forskellige måder, da satellitten kan komme ud for mange scenarier. Både ESA og NASA fastsætter et antal minimumskrav, der skal opfyldes, hvis en satellit skal sendes op i deres regi. En skitsering af et testforløb en CubeSat skal gennemgå for at blive opsendt af NASA, kan ses på figur 2.3. Disse krav bliver i industrien set som standarden, og de fleste satellitter bliver utsat for tests, for at se om de overholder disse krav [Holst, 2015]. CubeSatstandarden forudsætter ligeledes vibrationstest og termisk vakuumtest [CubeSat Program, 2014].



Figur 2.3: Skitsering af typisk kvalifikation- og accepttests for CubeSats der skal opsendes af NASA. Baseret på Mitskevich [2014].

Lyd og vibrationstest

For at sikre sig, at satellitten kan holde til selve opsendelsen, testes den for, om den kan holde til de voldsomme vibrationer, der opstår. Der laves en vibrationstest, hvor satellitten udsættes for forskellige former for vibrationer, som en simulering af de rystelser der sker under opsendelse. Dette vil f.eks. være tilfældige vibrationer mellem 20 Hz og 2000 Hz, men kan også gøres ved en sinusfunktion, hvor de forskellige frekvenser testes sekventielt. Der laves også akustiske tests, hvor satellitten udsættes for lyde på minimum 138 dB i et resonansgivende rum. Dette gøres for at efterligne lydene, der vil være ombord på en raket under opsendelse [NASA, 2013].

Termisk vakuumtest

Udover at simulere opsendelsen, testes satellitter også i vakuum. Dette gøres da elektronikken i vakuum ikke kan komme af med varmen på samme måde, som når der er luft til at lede varmen bort. I vakuum kan varmen kun ledes bort ved udstråling. Under vakuum testes ligeledes med en termisk cyklus, hvor der laves temperaturudsving for at efterligne satellittens bevægelse mellem sol og skygge ude i rummet. Det gøres for at teste materialers modstandsdygtighed overfor udvidelser og sammentrækninger ved temperaturændringer, samt varmepåvirkningen af direkte sollys. [NASA, 2013].

Jordens magnetfelt

Jordens magnetfelt danner et skjold om Jorden mod elektrisk ladede partikler fra rummet. Magnetfeltet varierer efter højde og kredsløb, og satellitter kan styres ved at bruge viden om dette. Nogle satellitter bruger Jordens magnetfelt til attitudekontrol, ved hjælp af bl.a. elektriske spoler. Systemet til attitudekontrol testes inden opsendelse, hvor scenariet i rummet simuleres, så det kan konkluderes, om denne del af satellitten vil fungere i praksis [Baker og Shaffer, 2015]. Disse tests er dog primært forbeholdt større satellitter. Under interview med Holst [2015] er det konstateret, at GomSpace udelukkende tester systemer til attitudekontrol ved simulering, da der ikke findes nogle egnede testplatforme til CubeSats og andre nanosatellitter. Simuleringerne er baseret på estimerer for de magnetfelter som satellittens aktuatorer kan

danne, da det er meget kompliceret at regne på de, der opstår på grund af elektriske strømme i satellittens egne komponenter [Holst, 2015].

2.7 Afgrænsning

Ud fra analysen af udfordringerne ved CubeSats, samt efter interview med GomSpace og AAUSAT kan det konkluderes, at der findes store udfordringer ved at teste attitudekontrol til CubeSats. Derfor er projektet afgrænset til at omhandle konstruktionen af en testbænk. Denne testbænk skal have til formål at kunne teste attitudekontrol på CubeSats, som ligger indenfor standarden som værende 1 U.

Kapitel 3

Problemspecificering

For at kunne udvikle en testbænk til test af attitudekontrol kigges der nærmere på, hvilke sensorer og aktuatorer, der anvendes på satellitter. Dette gøres, for at bestemme hvilken form for attitudekontrol der skal testes i den opstillede testbænk. Dette gælder både for bestemmelse og kontrol af attitude. Som tidligere beskrevet er der flere årsager til, at en satellit vil kunne styre sin orientering. Alt efter hvilke formål og funktioner de forskellige satellitter har, er der brug for at kunne orientere og indstille sig efter en ønsket orientering.

3.1 Attitudebestemmelse

For at kunne styre satellittens orientering, er der brug for sensorer, der kan bestemme den nuværende orientering. Der findes flere forskellige sensorer til dette formål, og de opdeles generelt i to kategorier. *Relativ attitudesensor*, som mäter ændringen i orientering, i forhold til en tidligere kendt orientering, bruges til at øge præcisionen, efter en orientering er bestemt med andre metoder. Den anden type kaldes *absolut attitudesensor* og bestemmer en orientering af sensoren i forhold til kendte positioner af andre himmellegemer.

På tabel 3.1 kan der ses en oversigt over forskellige sensorer, der kan anvendes til attitudebestemmelse. Flere af sensorerne kan ikke alene bestemme hele orienteringen, men skal kombineres. Relative attitudesensorer kan anvendes til at bestemme orienteringen, ud fra en tidligere kendt reference. På grund af den måde en CubeSat bliver opsendt med en P-POD, som beskrevet tidligere, er det dog ikke muligt at kende Cubesatens endelige orientering efter opsendelse, og absolute attitudesensorer skal anvendes.

Stjernesensorer er komplicerede og dyre at udvikle. Horisontsensorer har behov for en mekanisme der kan scanne over Jordens overflade, hvilket stiller krav til resten af satellitten. Solsensorer er relativt simple, men virker kun i direkte sollys, og kan ikke i alle tilfælde bestemme hele attituden [Brewer, 2012]. På figur 3.1 peger en CubeSat, der har solsensorer på alle seks sider, med den ene side direkte mod Solen. I dette tilfælde kan vinklen V_Ψ , der er drejningen om aksen Ψ , ikke bestemmes,

Tabel 3.1: Oversigt over forskellige typer sensorer, der kan anvendes til attitudebestemmelsen.

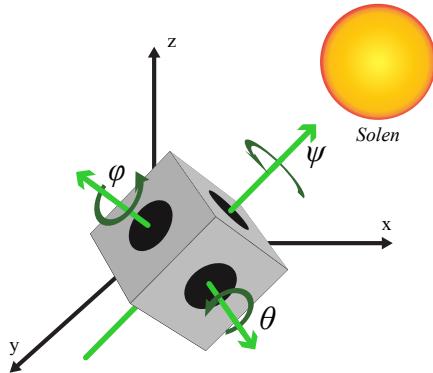
| Sensornavn | Sensortype | Beskrivelse |
|---------------------------|------------|---|
| Gyroskop | Relativ | Måler ændring i orientering, også kendt som vinkelhastighed. |
| Bevægelsesreferencesenhed | Relativ | Anvender en kombination af gyroskoper og accelerometre til at bestemme den nuværende orientering, i forhold til en tidligere kendt. |
| Horisontsensor | Absolut | Scanner over Jordens overflade for at bestemme horisonten, og ud fra den orientering af fartøjet. |
| Solsensor | Absolut | Bestemmer den nuværende orientering i forhold til Jorden, ud fra orienteringen i forhold til Solen. |
| Stjernesensor | Absolut | Anvender avancerede algoritmer til at sammenholde et billede af stjernehimlen, med et kendt kort. |
| Magnetometer | Absolut | Måler størrelsen af et magnetfelt i en eller flere retninger. Kan med et kort over Jordens magnetfelt og en kendt position, anvendes til at bestemme orienteringen. |

[Hall, 2003]

fordi solsensoren i den akse, er i direkte sollys til alle vinkler. Til at bestemme den fuldstændige attitude, skal der derfor anvendes flere forskellige attitudesensorer i samspil. For at minimere antallet af sensorer og unødvendig massefylde kan der bruges komponenter med flere funktioner såsom solceller. Solceller kan bruges som solsensor og til at levere strøm til CubeSaten. Hvis den aktuelle attitude ikke stemmer overens med den ønskede, anvendes aktuatorer til at korrigere orienteringen.

3.2 Attitudeændring

Som ved sensorer, findes der også forskellige aktuatorer, der kan anvendes til at kontrollere satellittens orientering. I tabel 3.2 findes en oversigt over nogle af de forskellige typer aktuatorer, der anvendes på satellitter. De forskellige aktuatorer beskrevet i tabellen kan inddeltes efter funktionalitet. Generelt findes der to forskellige metoder til aktuering: passivt og aktivt. Af aktuatorerne i tabellen er der to der kan agere passivt, tyngdekraftsstyring og magnetstyring. Som beskrevet i tabellen virker tyngdekraftsstyring ved at den ende med størst masse vil opleve en større



Figur 3.1: En CubeSat i et koordinatsystem. CubeSaten er orienteret med aksen Ψ pegende direkte mod Solen

kraftpåvirkning end den med lavere masse, og i tilfælde af meget massive emner, som en rumstation, vil denne kraft være substancial. Passiv magnetstyring virker ved at have permanente magneter påsat, som passivt vil følge Jordens magnetfelt. Fælles for passiv styring er, at der ikke kræves attitudebestemmelse, dog kan det tage over en måned at rette ind [Francios-Lavet, 2010].

Aktiv aktuering skal kende en attitude, og have en styring for at fungere. Hvilk aktuator der er optimal i et rumfartøj afhænger meget af formålet, og begrænsningerne for fartøjet. Større fartøjer, specielt bemandede, eksempelvis den russiske Soyuz, anvender styreraketter til attitudekontrol [Grahn, 2015], da missionslængden er begrænset af andre faktorer end brændstof. Fartøjer med lang levetid i rummet, for eksempel satellitter, kan dog have brændstof som den største begrænsning, da der vil være brug for store mængder brændstof, hvilket der ikke vil være plads til ombord på fartøjet. Styreraketter er derfor sjældne. Spinstabilisering er primært relevant for satellitter med relativt lav pegekrav, og efter spinnet er sat i gang, virker denne type styring primært passivt. Momenthjul og kontrolmomentsgyroskoper er to forskellige typer aktuatorer, som er baseret på de samme principper om momentudveksling. Disse typer attitudekontrol er meget anvendte, og er den mest almindelige type attitudekontrol [Francios-Lavet, 2010].

Aktivt magnetstyring anvender elektromagneter, kaldet magnetorquers, til at styre CubeSatens magnetfelt. Et dannet magnetfelt vil interagere med Jordens, og et drejningsmoment vil påvirke satellitten, i retning af det energimæssige optimale punkt for elektromagneterne. Ved at ændre retningen på det magnetfelt der er dannet af elektromagneterne, kan kraften derfor styres.

3.3 Attitudekontrol på nanosatellitter

Der findes flere muligheder for bestemmelse og styring af en satellits orientering. Der findes dog enkle muligheder der egner sig bedre til mindre satellitter, da disse er begrænset i både strømforbrug og størrelse, hvilket er to indflydelsesrige faktorer.

Tabel 3.2: Oversigt over aktuatorer der kan anvendes til attitudekontrol

| Aktuatornavn | Beskrivelse |
|------------------------|---|
| Styringsraketter | Tilfører satellitten en kraft, ved at skubbe materiale i den modsatte retning, for eksempel gas, der skydes i modsat retning af bevægelsesretning. |
| Spinstabilisering | Stabilisering omkring én akse, ved at dreje hastigt rundt om en anden. Kan kun stabilisere rotation i én retning. |
| Momenthjul | Hjul med en betydelig del af satellittens masse. Ved at ændre rotationshastigheden på hjulet, kan man ændre rotationen på hele fartøjet, da den samlede rotationsenergi bevares. |
| Kontrolmomentsgyroskop | Anvender et momenthjul, ophængt i et kardinalophæng, for at kunne ændre vinklen på momenthjulet der er i bevægelse. Derved forskydes det rotationsmoment der befinner sig i hjulet, og fartøjet vil blive påvirket i den modsvarerende retning. |
| Magnetstyring | Ved hjælp af magneter, påvirkes satellitten af Jordens magnetfelt. Der findes både passiv og aktiv magnetstyring, hvor den passive anvender permamagneter, og den aktive anvender elektromagneter. |
| Tyngdekraftsstyring | Hvis satellitten har en asymmetrisk massefordeling vil tyngdekraften udøve en større kraft på den ende med størst masse, hvilket kan anvendes til at få satellitten til at pege mod Jorden. |

[Hall, 2003]

Grundet disse faktorer vil flere af de fornævnte aktuatorer ikke være brugbare, da de ofte vil være for store til en CubeSat. En af de aktuatorer, som ofte anvendes på CubeSats, blandt andet på AAUSAT3 og AAUSAT4, er magnetorquers. Magnetorquers anvendes her på grund af deres simplicitet og de kræver kun strøm for at fungere. Hvor meget strøm der er til rådighed for magnetorquers på en CubeSat, afhænger af hvor meget strøm solcellerne producerer, og herudfra hvor meget udviklerne budgetterer undersystemerne til at må bruge. På den seneste opsendte CubeSat fra Aalborg Universitet, AAUSAT3, er der i gennemsnit 1 W til rådighed for hele satellitten. På tabel 3.3 ses det, at undersystemet til attitudekontrol på AAUSAT3 maksimalt har 530 mW til rådighed og selve magnetorquers kan bruge 135 mW af dette [Jensen og Vinther, 2010].

Tabel 3.3: Strømbudget for attitudekontrolsystem på AAUSAT3.

| <i>Komponent</i> | <i>Maksimal [mW]</i> | <i>Gennemsnit [mW]</i> |
|------------------------|----------------------|------------------------|
| Attitudekontrol total: | 530 | 460 |
| - Magnetorquers | 135 | 65 |
| - Magnetometer | 15 | 15 |
| - Solsensors | 100 | 100 |
| - Gyroskop | 40 | 40 |
| - Mikrocontroller | 240 | 240 |

[Jensen og Vinther, 2010]

3.4 Problemformulering

Der er i problemspecificeringen beskrevet et antal forskellige sensorer og aktuatorer samt deres indbyrdes virkemåde. Baseret på begrænsningerne omkring CubeSats er det valgt at lave en model til test af attitudekontrol, der baserer sig på magnetorquers. Ud fra interviews med GomSpace og AAUSAT samt problemanalysen, konkluderes det at en af de største mangler inden for udviklingen af CubeSats, er sådan en testbænk. Det leder op til problemformuleringen:

Hvordan er det muligt at konstruere en testbænk til CubeSats, der kan teste attitudekontrolsystemer baseret på magnetorquers?

Kapitel 4

Kravspecifikation

I kapitlet gives en struktureret gennemgang af krav stillet til produktet på baggrund af problemanalysen og problemspecificeringen [kapitel 2 og 3]. Overordnet er kravspecifikationen delt op i to afsnit. Første afsnit beskriver kravene til selve testbænken [afsnit 4.1] og andet afsnit beskriver kravene til en satellitattrap [afsnit 4.2], der kan demonstrere funktionaliteten af testbænken. Derudover er kravene delt op i specifikke krav, krav til eksterne grænseflader og ydelseskrav. Endelig vil der blive argumenteret for, hvorfor hvert krav er opstillet. Kravene vil danne grundlag for en endelig accepttest af produktet.

4.1 Testbænk

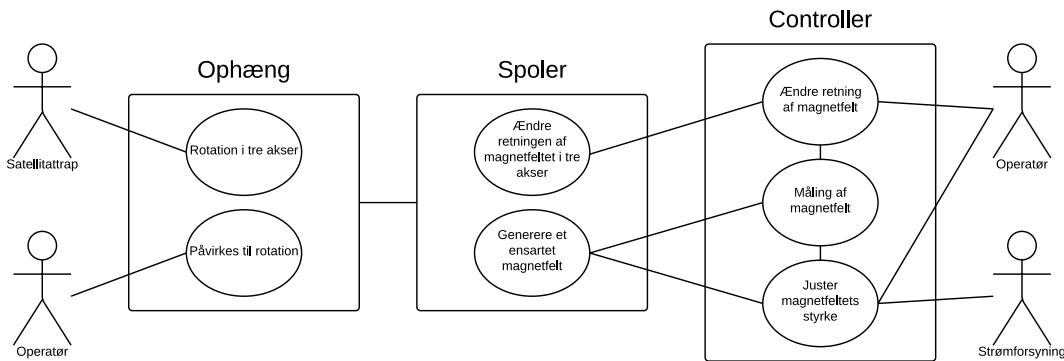
Testbænkens formål er at kunne generere et magnetfelt på en kendt styrke. Dette skal bruges til at teste attitudekontrol- og detumblingssystemet på en CubeSat inden opsendelse. For at overskueliggøre gennemgangen af kravene, er testbænken opdelt i tre dele: Spoler, controller og ophæng. Spoler og controller har til formål at danne og regulere det magnetfelt, satellitten skal testes i. Ophænget er den konstruktion, som skal holde satellitten inde i testbænken og sørge for, at den kan rotere frit. Kravene tager dels udgangspunkt i figur 4.1.

4.1.1 Spoler

For at danne et magnetfelt fra en elektrisk strøm, er det nødvendigt at anvende spoler. Når der ønskes et ensartet magnetfelt af en bestemt styrke, stiller det krav til udformningen af de anvendte spoler.

Specifikke krav

1. Spolerne i testbænken skal kunne lave et ensartet magnetfelt med en afvigelse på maksimum 7,3 % i hver akse.
2. Der skal kunne dannes et magnetfelt i hvilken som helst retning.



Figur 4.1: Use case diagram over testbænk.

Følgende er argumentation til de stillede specifikke krav:

1. Da testbænken skal bruges til at teste CubeSats attitudekontrolsystem, tages der udgangspunkt i beregning 2.2 i afsnit 2.5, der tillader en maksimal afvigelse på 7,3 % i hver akse for at opretholde kommunikation i C-båndet.
2. Feltlinjerne i testbænkens magnetfelt skal kunne dannes i alle akser, fordi en CubeSat i ikke ækvatorialt kredsløb om Jorden, vil opleve feltlinjerne i Jordens magnetfelt ændre vinkel, relativt til CubeSaten.

Eksterne grænseflader

Der stilles på baggrund af use case diagrammet på figur 4.1 en række krav til de eksterne grænseflader for spolerne.

3. Der skal være plads til at montere et ophæng midt i spolernes magnetfelt.
4. Det skal være muligt at interagere med satellitten, imens den er placeret imellem spolerne.
5. Det skal være muligt at kontrollere og måle magnetfeltet dannet af spolerne, ved hjælp af en controller.

Der argumenters efterfølgende for de stillede krav til de eksterne grænseflader for spolerne:

3. For at kunne teste CubeSatens attitudekontrolsystem, skal den kunne placeres i et ophæng midt i spolernes magnetfelt.
4. For at teste om satellittens detumbling funktion virker, skal det være muligt at tage fat i satellitten og sætte den i rotation, for at få den til at tumble.
5. Magnetfeltet skal være kendt for at teste attitudekontrolsystemet og vide, om satellitten peger i den forventede retning.

Ydelseskrav

- Spolerne skal kunne leve et magnetfelt, der er i stand til at opnåvirke virkningen af Jordens magnetfelt midt i testbænken, og lave et modsatrettet magnetfelt af samme styrke som Jordens.

Der argumenteres efterfølgende for de stillede ydelseskrav til spolerne:

- For at sikre at Jordens magnetfelt ikke forstyrer under et testforløb i testbænken, skal det dannede magnetfelt kunne opnåvirke påvirkningen fra Jordens magnetfelt på CubeSaten, og danne et tilsvarende. Kravet er stillet efter at kunne emulere Jordens effekt for en CubeSat, så spolerne skal være i stand til ikke kun at annulere Jordens påvirkning, men også lave et af tilsvarende størrelse.

4.1.2 Controller

Spolerne danner et magnetfelt ud fra en elektrisk strøm, og for at kunne styre denne elektriske strøm, skal der konstrueres en enhed der kan styre strømmen ind i spolen. Størrelserne og den krævede nøjagtighed af magnetfelterne stiller et antal krav til styringen af strømmen.

Eksterne grænseflader

Der stilles på baggrund af use case diagrammet på figur 4.1 en række krav til de eksterne grænseflader for testbænken.

- Controlleren skal kunne læse fra en sensor, der mäter magnetfeltets størrelse.
- Controlleren skal leve en passende mængde strøm til spolerne.

Der argumenteres efterfølgende for de stillede krav til de eksterne grænseflader for controlleren.

- For at controlleren kan afgøre størrelsen af det dannede magnetfelt, er det nødvendigt, at den løbende modtager data fra en sensor, der kan måle dette. Controlleren kan herefter behandle denne data, og vurdere hvorvidt der skal sendes mere strøm igennem spolerne.
- Jævnfør krav 6 for spolerne skal controlleren leve en stor nok strøm til spolerne, til at kravet om magnetfeltets styrke kan opfyldes.

Ydelseskrav

Der opstilles en række ydelseskrav til hvad controlleren skal kunne udføre.

- Controlleren skal til hver spole kunne leve en strøm, tilsvarende til spolens størrelse, så der kan dannes et magnetfelt af jævn styrke, i enhver given retning.

4. Magnetfeltets styrke skal kunne ændres.
5. Strømtilførslen til de forskellige spolepar skal kunne reguleres individuelt.
6. Der skal kunne vurderes hvilke spolepar, der skal leveres strøm til.

Der argumenteres efterfølgende for de stillede ydelseskrav til testbænken:

3. For at kunne danne et helt jævnt magnetfelt, skal hver spole kunne danne et magnetfelt af samme styrke. Det er derfor et krav til controlleren, at den kan levere en passende strøm til hver spole, til at hver spole kan danne et magnetfelt af passende styrke.
4. Da styrken på Jordens magnetfelt ikke er jævnt alle steder, er det lokale magnetfelt som en satellit kan anvende afhængigt af satellittens position. Derfor skal styrken af magnetfeltet på testbænken også kunne styres [Brix, 2014].
5. Det er nødvendigt at kunne regulere strømmen til de forskellige spolepar individuelt, for at der kan dannes et jævnt magnetfelt. Da størrelsen og antallet af viklinger af i en spole er afgørende for styrken af det magnetfelt der dannes, skal strømmen til hver spole vurderes ud fra karakteristikken for den individuelle spole.
6. For at kunne danne et magnetfelt stort nok til at opnåvne påvirkningen fra Jordens magnetfelt, skal de tre spolepar danne et magnetfelt svarende i styrke til Jordens, bare modsat. For at dette skal kunne lade sig gøre, skal controlleren kunne vurdere, hvor store de forskellige dannede magnetfelter er, og hvilke spolepar, der skal tilføres mere strøm til.

4.1.3 Ophæng

For at satellitten kan befinde sig inde i magnetfeltet, dannet af spolerne, skal der fremsilles et ophæng, der gør det muligt for satellitten at hænge inde i mellem spolerne. Følgende krav er opstillet til ophænget. Kravene tager blandt andet udgangspunkt i use case diagrammet på figur 4.1.

Specifikke krav

1. Ophænget skal kunne bære en masse på mindst 1,63 kg.
2. I ophænget skal der kunne monteres en 1 U CubeSat.
3. En CubeSat placeret i ophænget skal kunne rotere frit i tre akser.
4. Ophænget må ikke have indvirkning på magnetfeltet, dannet i testbænken.
5. Ophænget skal kunne afbalanceres i forhold til forskydning af CubeSatens vægt ved hjælp af vægtlodder.

Følgende er argumentation til de stillede specifikke krav:

1. Ifølge standarden for CubeSats må den maksimale masse for en 1 U CubeSat ikke overstige 1,33 kg. Da ophænget skal kunne afbalanceres med vægtlodder, vurderes det at ophænget skal kunne bære mindst 0,3 kg mere end standardvægten på 1,33 kg. Derfor skal ophænget kunne bære mindst 1,63 kg [CubeSat Program, 2014].
2. Formålet med testbænken er, at teste attitudekontrol på 1 U CubeSats, derfor skal ophænget akkommodere én 1 U CubeSat.
3. For at teste attitudekontrolssystemer på CubeSats, skal det være muligt for satellitten, at rotere frit i tre akser, som det vil være tilfældet for en satellit i kredsløb.
4. For at sikre at ophænget ikke giver anledning til fejlmålinger, må dette ikke kunne påvirke det magnetfelt, der dannes i testbænken.
5. For at en ujævn vægtfordeling ikke skal gøre testen ugyldig, skal det være muligt, at afbalance ophænget i forhold til en forskudt vægtfordeling i Cubesaten.

Eksterne grænseflader

6. Ophænget skal kunne monteres mellem testbænkens spoler, så det stadig har fri rotation.

Følgende er argumentation til de stillede eksterne grænseflader:

6. For ikke at hindre Cubesatens frie rotation skal monteringen af ophænget foregå, så det ikke kan gå imod testbænkens spoler.

Ydelseskrav

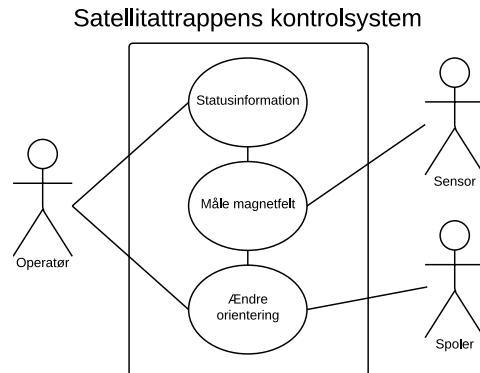
7. Ophænget må ikke yde mere modstand end 51,88 nN m.

Følgende er argumentation til de stillede ydelseskrav:

7. Modstanden må ikke overskride 51,88 nN m da dette, ifølge Jensen og Vinther [2010], er det maksimale forstyrrelsesmoment som en 1 U CubeSat vil blive utsat for i kredsløb omkring Jorden.

4.2 Satellitattrap

For at teste og kalibrere testbænken, skal der udvikles en satellitattrap med kendte specifikationer. Satellitattrappen udvikles med samme dimensioner som en 1 U CubeSat. Den skal bestå af elektriske spoler med dertilhørende controller. På baggrund af overvejelser omkring satellitattrappens formål er der udarbejdet et use case diagram over satellitattrappens kontrolsystem, som danner grundlag for nogle af kravene. Diagrammet ses på figur 4.2.



Figur 4.2: Use case diagram over satellitattrap.

Specifikke krav

1. Satellitattrappen skal have samme dimensioner som en 1 U CubeSat.
2. Satellitattrappen skal have tre spoler, én i hver akse.
3. Satellitattrappen skal være i stand til at måle magnetfeltet fremstillet af testbænken.

Følgende er argumentation for de specifikke krav:

1. Jævnfør krav 2 til testbænkens ophæng skal denne udvikles til at teste attitudekontrol på 1 U CubeSats. Derfor skal satellitattrappen have samme dimensioner for at passe til testbænken.
2. For at satellitattrappen skal kunne simulere et attitudekontrolsystem, skal denne have en spole i hver akse, for at kunne rotere i disse tre.
3. For at satellitten kan orientere sig, skal den være i stand til at måle det omkringliggende magnetfelt.

Eksterne grænseflader

4. Det skal være muligt at kommunikere med satellitattrappen, imens den er placeret i testbænken.

Følgende er argumentation for de eksterne grænseflader:

4. Under test skal det være muligt, at simulere en attitudeændring sat i værk af en jordstation. Derfor skal det være muligt at kommunikere med satellitattrappen, imens den er placeret i testbænken.

Ydelseskrav

5. Spolerne i satellitattrappen må ikke have større strømforbrug end 135 mW.
6. Strømmen til spolerne skal kunne styres individuelt.
7. Det omkringliggende magnetfelt skal kunne måles med højest 7,3 % afvigelse.

Følgende er argumentation for ydelseskravene:

5. Da attrappen simulerer en CubeSat, må strømforbruget ikke overstige den energi, der er til rådighed på en CubeSat. Som vist i afsnit 3.3 må denne for AAU-SAT3 ikke overstige 135 mW, det er derfor valgt at bruge denne værdi for attrappen [Jensen og Vinther, 2010].
6. For at simulere et attitudekontrolsystem med magnetorquers, skal magnetfeltet kunne styres i alle tre akser for satellitattrappen.
7. Som vist i beregning 2.2 i afsnit 2.5, kan det ses, at en satellit skal kunne pointe med en nøjagtighed på 7,3 %, for at der kan oprettholdes en forbindelse i C-båndet. Derfor må satellitattrappen ikke have større afvigelse end denne, for at fungere som troværdig attrap, og det er derfor nødvendigt, at magnetfeltet kan måles indenfor denne præcisionsgrad.

Del II

Løsningsstrategier

Kapitel 5

Design og konstruktion

Til konstruktion af en testbænk, skal de enkelte delkomponenter dertil udvikles. Der beskrives her hvordan de forskellige delkomponenter er designet og derefter konstrueret. Dette indebærer både hvordan designet er udtænkt og det endelige produkt af hver del. Der bliver gået i dybden med konstruktionen af de mindre dele, forklaret teori omkring og redegjort for nødvendighed af de forskellige komponenter i både testbænken og attrappen.

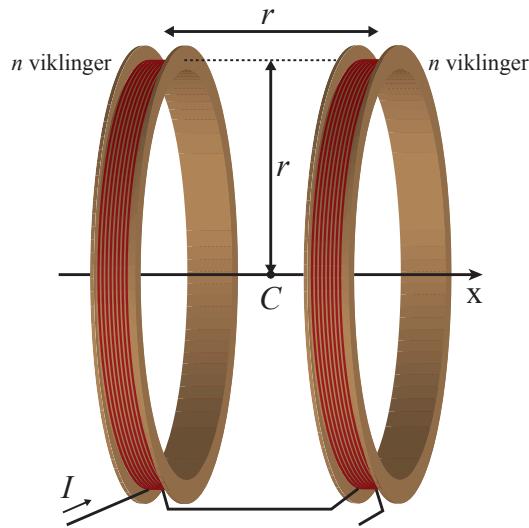
5.1 Spoler

Jævnfør kravspecifikationen for spolerne skal disse kunne danne et ensartet magnetfelt i vilkårlig retning. Kravet opfyldes ved et design med tre Helmholtzspoler, en for hver plan i rummet.

5.1.1 Helmholtzspoler

En Helmholtzspole er defineret som et par ens luftspoler arrangeret symmetrisk i den samme akse, se figur 5.1. For at spolerne virker efter hensigten, skal der løbe den samme strøm gennem de to spoler. Spolerne er placeret med en afstand fra hinanden svarende til spolernes radius. Formålet med denne opstilling er at magnetfeltet i centret mellem spolerne er helt ensartet i én retning [Cacak og Craig, 1969].

Med en sammensætning af tre Helmholtzspoler i tre forskellige plan kan der dannes et ensartet magnetfelt i vilkårlig retning. Ved at justere strømmen gennem spoleparrene kan det dannede magnetfelt modvirke effekten af Jordens magnetfelt og derved skabe et område uden magnetisk påvirkning fra Jorden. Det kan ligeledes bruges til at skabe et kontrolleret magnetfelt, i hvilken retning der ønskes. Testbænkens spolekonfiguration kan ses på figur 5.2.



Figur 5.1: To spoler i Helmholtzopstilling. Baseret på Hellwig [2015].

5.1.2 Elektriske egenskaber

En spole tilhører gruppen af elektriske komponenter der kaldes induktorer, som er passive elektriske komponenter der består af ledere, og modstår ændringer i strøm. Når en strøm går gennem den, bliver en del af energien lagret i et magnetisk felt. Ändres spændingen over induktoren, vil den lagrede energi modstå denne ændring. En induktor er kendtegnet ved dens induktans, hvilket er forholdet mellem spændingen og ændringshastigheden af strømmen. Induktans har enheden VsA^{-1} også kaldet henry (H), efter den amerikanske opfinder Joseph Henry [Irwin og Nelms, 2011].

En anden bestemmende faktor for spolers egenskaber er den magnetiske permeabilitet i materialet, de er viklet omkring. Den magnetiske permeabilitet er et mål for, hvordan et materiale evner at opretholde et magnetisk felt i selve materialet. For Helmholtzspoler gælder, at de er luftspoler, og de er derfor viklet omkring luft. Da den magnetiske permeabilitet for luft kun er marginalt større end den for vakuum, vil denne blive brugt i udregninger af magnetfelt. Permeabiliteten for vakuum er en defineret værdi på $4\pi \cdot 10^{-7} \text{ H m}^{-1}$, og kaldes også den magnetiske permeabilitet (μ_0) [Voltmer, 2007].

Det magnetiske felt mellem to spoler i Helmholtzopstilling kan beskrives ved ligning 5.1, som er en omskrivning af Biot-Sarvarts lov [Smith, 2004].

$$B = \left(\frac{4}{5}\right)^{\frac{3}{2}} \cdot \frac{\mu_0 \cdot I \cdot n}{r} \quad [\text{T}] \quad (5.1)$$

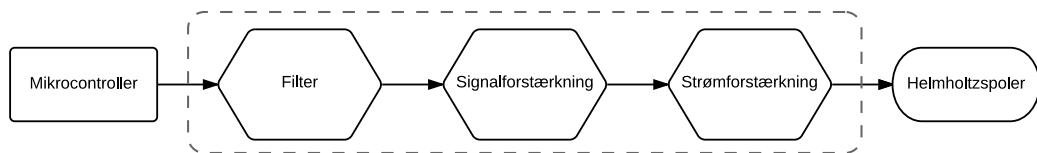
Hvor B er det homogene magnetiske felt i centrum af spolerne [T], I er strømmen gennem spolerne [A], n er antallet af viklinger i hver spole og r er spolernes radius [m].



Figur 5.2: Testbænkens spoleopstilling med Helmholtzpar i tre plan.

5.2 Controller

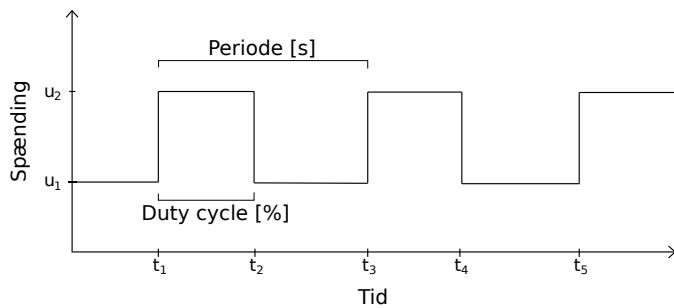
På baggrund af test i afsnit 6.3 vælges det, at det skal være muligt for en spolecontroller at lede op til 1 A igennem spolerne. Det er vist i afsnit 6.2.2, at strømmen igennem spolen har lineær sammenhæng med spændingen, og strømmen kan derfor styres, ved at styre spændingen. For den største spole, med en modstand på $15,28 \Omega$ [afsnit 6.2.2], skal controlleren derfor kunne leve en spænding på minimum 16 V, for at tage højde for modstand i ledninger og eventuelle andre tab. Ved at anvende en mikrocontroller med et forstærkerkredsløb, kan spændingen og dermed strømmen igennem spolen styres i software. Det gør det både muligt at anvende sensorer til kompensering for Jordens magnetfelt, men gør også udviklingen lettere. Under udviklingen af testbænken er der anvendt en Arduino UNO, og relevante overvejelser vedrørende mikroprocessoren er derfor foretaget for mikroprocessoren; ATmega328P [Atmel, 2013]. Forstærkerkredsløbet forbundet til mikrocontrolleren er herefter beskrevet som controlleren. Den generelle funktionalitet der kræves af controlleren kan ses på figur 5.3.



Figur 5.3: Den stiplede linje markerer controllerens overordnede funktionalitet.

5.2.1 Mikrocontroller

Uden specialkredsløb kendt som en *Digital Analog Converter* (DAC), er det imidlertid ikke muligt for en mikrocontroller, der arbejder ved 5 V intern spænding, at ændre spændingen til andre værdier end stel og 5 V. Indbygget i mange moderne mikrocontrollere findes dog kredsløb til at danne et såkaldt *Pulse Width Modulation*-signal (PWM). Et PWM-signal er en serie pulser som skifter mellem høj og lav logisk værdi, svarende til henholdsvis 5 V og 0 V. Et eksempel på et PWM-signal er vist på figur 5.4. Inden for en konstant tidsperiode vil signalet have en logisk høj værdi i et interval, og logisk lav værdi i resten af perioden. Procentdelen af tiden hvor signalet er højt, betegnes som *duty cycle*. Ved at ændre duty cyclen på signalet vil den gennemsnitlige spænding af signalet ændres proportionelt, og et analogt signal kan emuleres fra en digital mikrocontroller.



Figur 5.4: Eksempel på PWM-signal. Den procentdel af tiden hvor signalet er højt kaldes *duty cycle*.

5.2.2 Filter

Et af kravene til spolerne er en maksimal afvigelse af størrelsen på magnetfeltet, på 7,3 %. Et PWM-signal der emulerer 2,5 V, fra en 5 V mikrocontroller har en duty cycle på 50 %. Det betyder at der vil være en spænding på 5 V i 50 % af perioden, og derefter en spænding på 0 V i 50 % af perioden. Er mikrocontrolleren direkte forbundet til spolen, vil det medføre at der i 50 % af hver periode ingen spænding vil være over spolen, og det dannede magnetfelt vil dermed begynde at kollapse. Hvis tiden hvor spændingen først tilsluttes betragtes som $t = 0$, kan strømmen igennem spolen til en given tid t beskrives ved ligning 5.2 [Irwin og Nelms, 2011].

$$i_L(t) = i_L(\infty) - (i_L(\infty) - i_L(0+)) \cdot e^{-t/\tau} \quad [\text{A}] \quad (5.2)$$

hvor:

$i_L(t)$ er strømmen igennem spolen til en given tid t [A]

$i_L(\infty)$ er strømmen ved steady state (tilstand, der er uforandret over tid) [A]

$i_L(0+)$ er strømmen til øjeblikket efter ændringen foretages [A]

t er nuværende tid siden spændingen er ændret [s]

τ er tidskonstanten, spolens induktans delt med modstanden [s]

De største spoler der anvendes i dette projekt har en induktans på 31 mH og en modstand på 15,23 Ω [afsnit 5.1]. Tidskonstanten τ for denne spole er:

$$\tau = \frac{31 \text{ mH}}{15,23 \Omega} \approx 2 \text{ ms} \quad (5.3)$$

Det tager derfor spolen omkring 2 ms at nå 63,2 % af den maksimale strøm. Hvis spændingen eksempelvis forstærkes fra 5 V til 15,23 V, vil det give følgende værdier for den maksimale og minimale strøm i spolen på:

$$i_L(\infty) = \frac{15,23 \text{ V}}{15,23 \Omega} = 1 \text{ A} \quad (5.4a)$$

$$i_L(0+) = \frac{0 \text{ V}}{15,23 \Omega} = 0 \text{ A} \quad (5.4b)$$

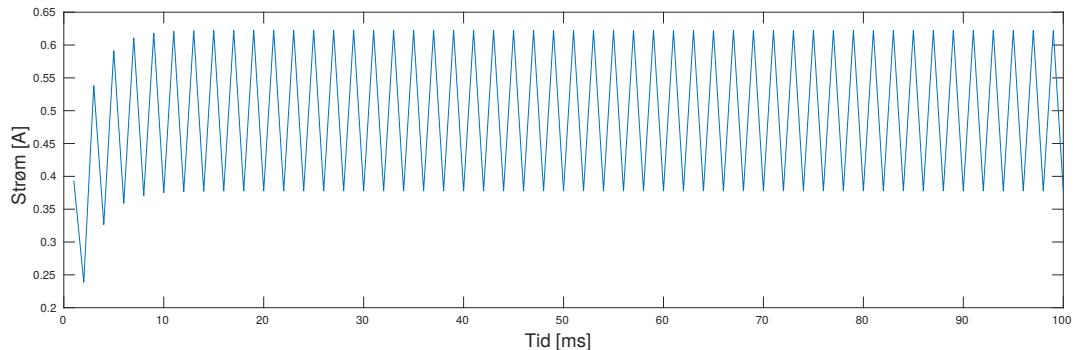
hvilket betyder, at hvis signalet er tilsluttet i 2 ms, vil strømmen igennem spolen være

$$i_L(2 \text{ ms}) = 1 \text{ A} - (1 \text{ A} - 0 \text{ A}) \cdot e^{-\frac{2}{2} \text{ ms}} \approx 0,63 \text{ A} \quad (5.5)$$

Ved standardfrekvensen på 490,2 Hz for PWM-signalet fra ATmega328P [Atmel, 2013], er en hel periode:

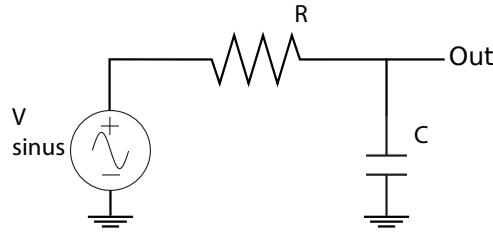
$$\frac{1}{490,20} \text{ s} \approx 2 \text{ ms} \quad (5.6)$$

Ved 50 % duty cycle vil strømmen først stige i 1 ms, hvorefter den vil falde i 1 ms. Strømmen over spolen til de første tider er vist i figur 5.5.



Figur 5.5: Strøm igennem spolen til tiden t .

Det ses at strømmen når en regelmæssig svingning, der varierer mellem $\sim 0,38 \text{ A}$ og $\sim 0,62 \text{ A}$. Svinginger af denne slags kaldes for signalets *ripple*. Forskellen mellem de to yderværdier er $\sim 0,24 \text{ A}$, altså et ripple på $\frac{0,24}{0,5} \cdot 100\% = 48\%$ af ønskede værdi på 0,5 A. Det er betydeligt mere end kravet om en nøjagtighed af magnetfelterne og derfor også af strømforsyningen på 7,3 %, hvorfor det er nødvendigt at gøre signalet mere jævnt.



Figur 5.6: Lavpasfilter i form af et RC-kredsløb.

En simpel tilgang til at filtrere PWM-signalen er et lavpasfilter som f.eks. et RC-kredsløb som på figur 5.6. Et RC-kredsløb som dette vil filtrere højere frekvenser, fordi admittansen for en kondensator vil stige, i takt med at frekvensen på signalen stiger. For at kunne bestemme størrelsen på et PWM-filter, der kan leve den nødvendige præcision, opstilles et udtryk for overføringsfunktionen. Ved hjælp af Kirchhoff's strømlov kan vi opstille et udtryk for strømmen i punktet Out på figur 5.6. Strømmen igennem en kondensator kan ifølge Irwin og Nelms [2011] beskrives ved ligning 5.7.

$$i_c(t) = C \cdot \frac{dv(t)}{dt} \quad [\text{A}] \quad (5.7)$$

Hvilket benyttes til at opstille en differentialligning for kredsløbet, som vist i ligning 5.8.

$$\frac{v_o(t) - v_i(t)}{R} + C \cdot \frac{dv_o(t)}{dt} = 0 \text{ mA} \quad (5.8a)$$

$$v_o(t) + RC \cdot \frac{dv_o(t)}{dt} = v_i(t) \quad (5.8b)$$

Ved at laplace-transformere denne differentialligning, kan der opstilles et generelt udtryk for et RC-filter i Laplace-domænet, som vist i ligning 5.9.

$$\mathcal{L}(v_i(t)) = V_i(s) = V_o(s) + RC \cdot s \cdot V_o(s) \quad (5.9a)$$

$$H(s) = \frac{V_o(s)}{V_i(s)} = \frac{1/(RC)}{s + 1/(RC)} \quad (5.9b)$$

I et filter som dette kaldes konstanten RC også som tidskonstanten τ . Hvis s erstattes med $j \cdot \omega$, hvor ω svarer til $2 \cdot \pi \cdot \text{frekvens}$, er det muligt at finde den frekvens, hvor filteret dæmper signalet 3 dB, tilsvarende til at signalstyrken bliver halveret. For et førsteordens filter forekommer dette punkt, når den imaginære del af overføringsfunktions nævner ω svarer til realdelen, i dette tilfælde $1/(RC)$.

$$H(s) = \frac{1/(RC)}{j \cdot 2\pi f + 1/(RC)} \quad (5.10a)$$

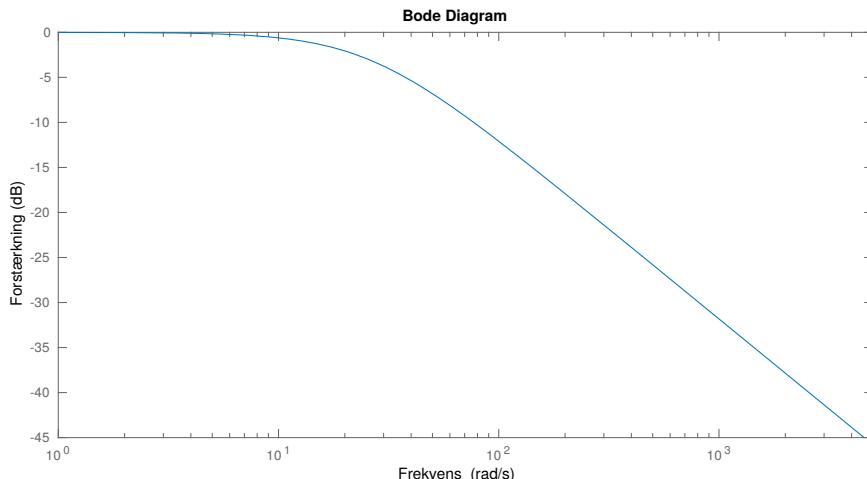
$$f_{3dB} = \frac{1/(RC)}{2\pi} \quad (5.10b)$$

Efter dette punkt vil filteret dæmpe signalet med 20 dB per dekade [Irwin og Nelms, 2011]. Ligning 5.11 og ligning 5.12 viser udregningen af tidskonstanten og 3dB-frekvens for et filter, med en kondensator på 10 μ F og en modstand på 3,9 k Ω .

$$\tau = 3,9 \text{ k}\Omega \cdot 10 \mu\text{F} = 39 \text{ ms} \quad (5.11)$$

$$f_{3dB} = \frac{1/(39 \text{ ms})}{2\pi} \approx 4,08 \text{ Hz} \quad (5.12)$$

Signalet vil derfor være dæmpet med 20 dB ved 40,81 Hz og 40 dB ved 408,09 Hz. En dæmpning på 20 dB svarer til et udgangssignal med 10 % amplitude af indgangssignalet, og en dæmpning på 40 dB svarer til et udgangssignal med en amplitude på 1 % af indgangssignalet. Et bodeplot for amplituden af et sådant RC filter, ses på figur 5.7.



Figur 5.7: Bodeplot for amplituden af et RC filter, med en RC konstant på 39 ms.

Ved frekvensen for PWM-signalet, 490,2 Hz, vil filteret have en dæmpning på

$$\text{Magnitude}_{\text{PWM}} = -20 \cdot \log\left(\frac{490,20}{4,08}\right) = -41,59 \text{ dB}$$

Med en indgangsamplitude på 5 V giver filteret derfor en udgangsamplitude på 40 mV, se ligning 5.13.

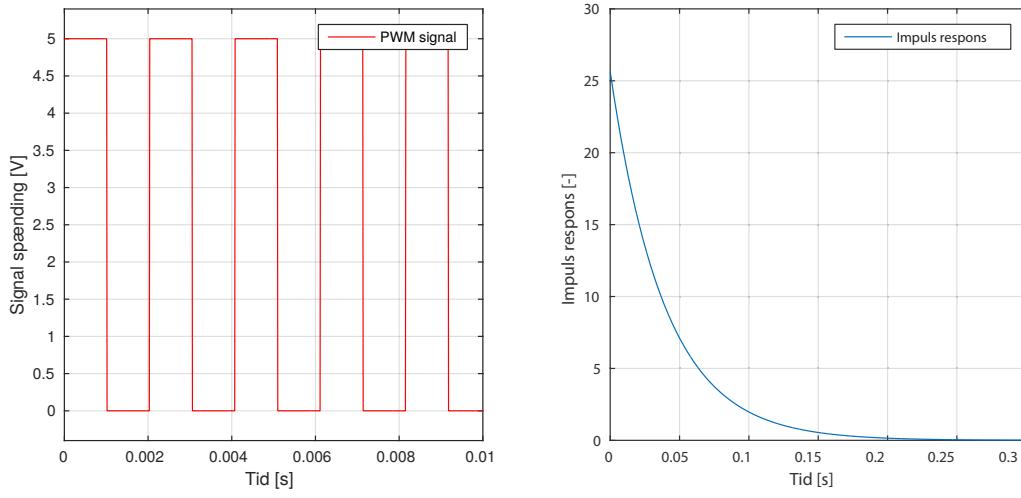
$$5 \text{ V} \cdot (-41,59 \text{ dB}) \approx 40 \text{ mV} \quad (5.13)$$

Da PWM-signalet ikke er sinusformet, er der anvendt foldning, for at udregne udgangssignalet efter filteret. For at kunne lave foldning, skal impulsresponset kendes

for RC-filteret. Impulsresponset beskriver hvordan systemet reagerer på en ændring i indgangssignalet, og kan derfor anvendes til at finde systemets respons på et vilkårligt givent signal. Hvis et signal ikke umiddelbart kan beskrives ved en simpel forskrift, eller denne ikke er kendt, kan man i stedet folde kendte funktionsværdier med impulsresponset, og derved bestemme udgangssignalet. Alle beregninger er udført i MATLAB, og koden til generering af PWM-signal, samt foldning med impulsresponset kan findes på den vedlagte CD, se bilag C.

Et PWM-signal er en oplagt kandidat hertil, da forskriften ikke umiddelbart kendes, men funktionsværdierne let kan udregnes. PWM-signalet med en frekvens på 490,20 Hz er vist på figur 5.8a. Impulsresponset kan udregnes fra overføringsfunktionen, ved at tage den inverse Laplace-transformation, som vist i ligning 5.14, og er illustreret på figur 5.8b.

$$\mathcal{L}^{-1}(H(s)) = \frac{1}{RC} \cdot e^{\frac{-t}{RC}} \quad (5.14)$$



(a) PWM-signal med en amplitude på 5 V og frekvens på 490,20 Hz

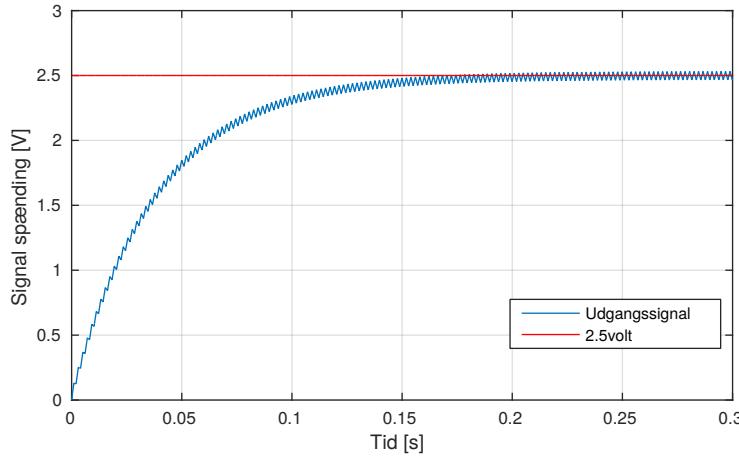
(b) Impulsrespons af RC-filteret

Figur 5.8: Illustration af PWM-signal og impulsrespons.

Signalet efter foldningen er vist i figur 5.9. Signalet er eksponentielt tiltagende og vil derfor nå 99 % af den endelige værdi, når tiden, siden inputsignalet blev startet, er fem gange større end tidskonstanten, da $1 - e^{-5} \approx 99\%$. For filteret med tidskonstanten på $\tau = 39$ ms har outputtet nået denne værdi efter

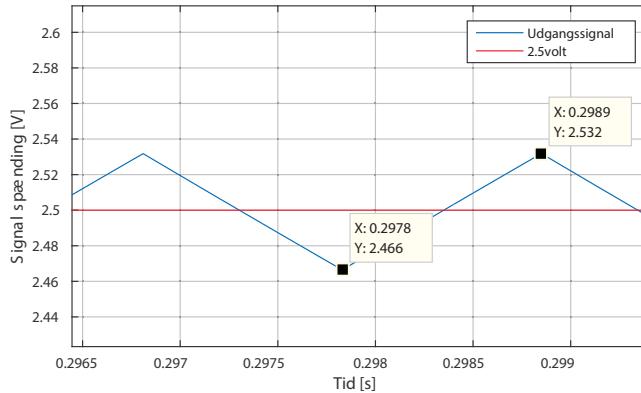
$$5 \cdot \tau = 195 \text{ ms} \quad (5.15)$$

Dette tal kan bekræftes ved inspektion af figur 5.9.



Figur 5.9: Spændingen efter filteret.

For at tjekke om ripplen er faldet til et acceptabelt niveau på under 7.3 %, aflæses de lokale maksimum og minimum, når PWM-sigtalet har en duty cycle på 50 %. Det gøres umiddelbart før 300 ms, da outputtet er tilstrækkeligt stabiliseret. Målepunkterne kan ses på figur 5.10.



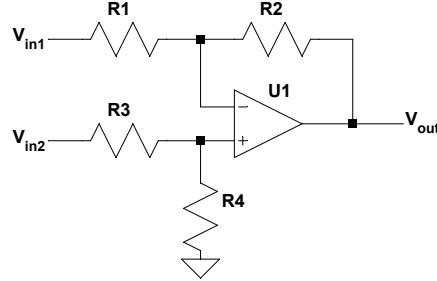
Figur 5.10: Ripple efter filteret.

Den minimale spænding er 2,47 V og den maksimale på 2,53 V, en forskel på 0,06 V, hvilket giver en ripple på $\frac{0,06}{2,5} \cdot 100\% = 2.4\%$, betydeligt under 7,3 % og derfor inden for kravet.

5.2.3 Signalforstærkning

I det forgående afsnit blev et filter udviklet, til at glatte PWM-sigtalet fra mikrocontrolleren ud. Da det er et krav at testbænken kan danne et magnetfelt i alle

retninger, er det nødvendigt at forstærke og forskyde signalet. Til det formål anvendes en operationsforstærker. En operationsforstærker opkoblet som vist på figur 5.11 kaldes en differensforstærker, denne anvendes i designet af de tre controllerer. En

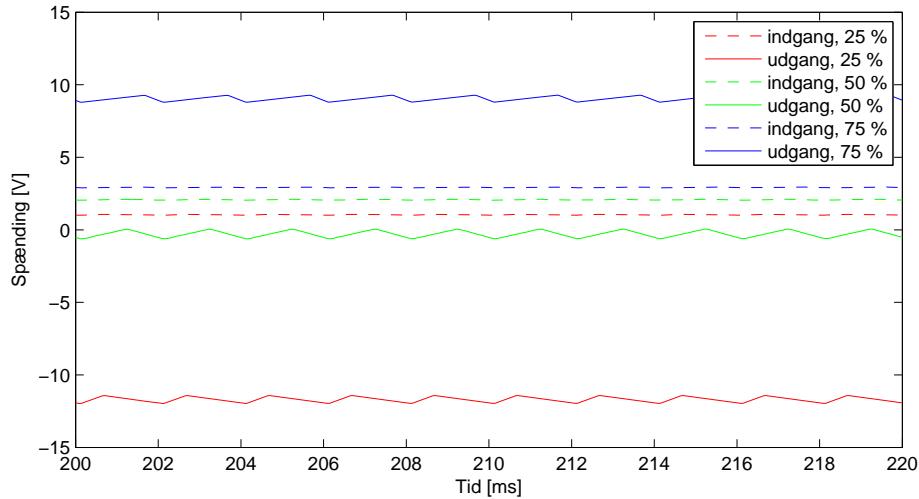


Figur 5.11: Operationsforstærker koblet som differensforstærker.

differensforstærker virker ved at forstærke forskellen mellem det inverterende og det ikke-inverterende input. Forstærkningen er baseret på størrelsen af modstandene, men vælges modstandende så $\frac{R_2}{R_1} = \frac{R_4}{R_3}$, kan der opnås en lineær sammenhæng mellem forskellen på de to signaler og udgangssignalet. Denne sammenhæng er beskrevet i ligning 5.16.

$$V_{\text{out}} = \frac{R_2}{R_1} \cdot (V_{\text{in}2} - V_{\text{in}1}) \quad [\text{V}] \quad (5.16)$$

Med værdierne $R_1 = 1 \text{ k}\Omega$ og $R_2 = 11 \text{ k}\Omega$, giver differensforstærkeren en forstærkning på 11 gange, eftersom $\frac{11 \text{ k}\Omega}{1 \text{ k}\Omega} = 11$. Det eftervises ved at simulere kredsløbet i LTspice og en graf over spændingen før og efter forstærkningen findes på figur 5.12. Det



Figur 5.12: Simulering af indgangssignalet før og efter differensforstærkeren, ved tre forskellige duty cycles.

fremgår af figur 5.12 at det oprindelige signal, uover at være forstærket med en

faktor 11, også er blevet forskudt tilsvarende til referencesignalet. Ved en omskrivning af ligning 5.16 fås overføringsfunktionen for signalforstærkningen:

$$G(s) = \frac{V_{\text{out}}}{(V_{\text{in}2} - V_{\text{in}1})} = \frac{R2}{R1} \quad (5.17)$$

På baggrund af tilgængelighed vælges det at anvende operationsforstærkeren TLE2072 fra Texas Instruments i designet af signalforstærkningen. Dette medfører dog en begrænsning af controllerenes udgangsspænding, da den maksimale forsyningsspænding til TLE2072 er på ± 19 V, og derfor vil spændingsfaldet over operationsforstærkeren resultere i en maksimal udgangsspænding på $\pm 17,5$ V [Texas Instruments, 2009]. Da der der ønskes en strøm på 1 A gennem spolerne, er udgangsspændingen på $\pm 17,5$ V ikke nok til at forsyne det store spolepar med strøm, hvis disse er serie forbundet. Grundet den lave procentvise afvigelse mellem de to største spoler, jf. tabel 5.1, vurderes det dog acceptabelt at parallelkoble de største spoler for at opnå en strøm på 1 A gennem spolerne ved en lavere spænding, uden betydeligt tabt i ensartetheden af magnetfeltet.

Tabel 5.1: Procentvis forskel i spolernes modstand i Helmholtzpar.

| Spolepar | Modstand 1 [Ω] | Modstand 2 [Ω] | Forskel |
|----------|-------------------------|-------------------------|---------|
| Lille | 2,62 | 2,48 | 5,65 % |
| Medium | 7,22 | 7,32 | 1,39 % |
| Stor | 15,28 | 15,23 | 0,33 % |

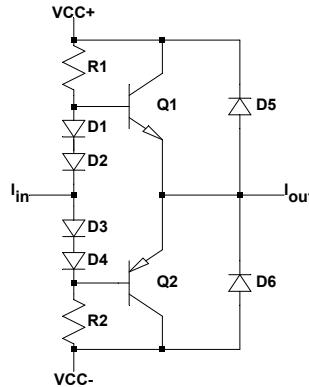
Da modstanden for det store spolepar i parallelkobling og de nærestørste spoler i seriekobling stort set er identiske, vil det også medfører, at der skal næsten identisk udgangsspænding fra deres respektive controllerne. I afsnit 6.3 beskrives test af sammenhængen med indgangs- og udgangssignalet.

5.2.4 Strømforstærkning

Efter spændingsforstærkningen er spændingen over signalet på det ønskede niveau. Da den valgte operationsforstærker TLE2072 kun kan levere ± 80 mA [Texas Instruments, 2009], er det dog nødvendigt at forstærke strømmen fra operationsforstærkeren. Til denne forstærkning vælges det at anvende *Bipolar Junction Transistor* (BJT). BJT er en type transistor, der ved at forstærke en lille strøm op til en større strøm kan anvendes til forstærkning eller som en omskifter. Transistorerne findes i to typer, NPN og PNP, hvor NPN-typen forstærker strømmen der løber base til emitter, når spændingen fra basen til emitteren er positiv, og PNP-typen forstærker strømmen når spændingen er negativ. De to typer virker på den måde komplimentære til hinanden, og transistormodeller kommer som regel i både NPN og PNP udgaver, med tilsvarende egenskaber, for at de kan anvendes sammen. På figur 5.13 ses strømforstærkningens delen af controlleren. Denne sørger for at lade spolen trække strøm direkte fra strømforsyningen ($V_{CC\pm}$) ved, at bruge det forstærkede signal til

at styre to Darlington-transistorer. Darlington-transistorer er en speciel transistor-kobling, som ved at anvende to fysiske transistorer per komponent kan opnå højere forstærkning. En sådan transistorkobling kan ses på figur 5.14. På figuren ses både en NPN-udgave (figur 5.14a) og en PNP-udgave (figur 5.14b) af en Darlington-transistor, og begge typer anvendes i det endelige design.

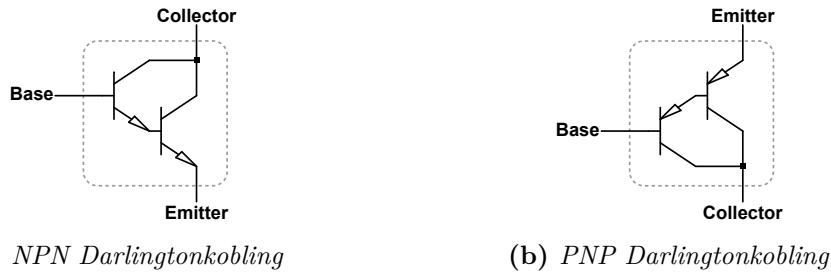
Kredsløbet virker som en *push-pull* forstærker, hvilket er en forstærker der både kan lede strøm ud gennem udgangen (I_{out}) og trække strøm ind gennem udgangen ($-I_{out}$).



Figur 5.13: Diagram over strømforstærkerkredsløbet.

Som udgangspunkt vil spændingen på begge sider af strømforstærkerkredsløbet være ens, da den strøm der løber til transistorenes gates vil være afhængig af spændingsforskellen mellem indgangsignalet og forsyningsspændingen. Dog er der et spændingsfald over transistorerne, der bevirker, at den maksimale spænding på udgangssignalet ikke kan overstige $\sim \pm 16,5$ V, da forsyningsspændingen er på ± 19 V. Ifølge databladet for de anvendte transistorer er det maksimale spændingsfald fra collector til emitter på 4 V [ON Semiconductor, 2014]. Ligeledes er der et spændingsfald mellem transistorens base og emitter. For at opretholde den rette tilstand for transistorerne, i dette tilfælde *forward active* tilstand, skal spændingsforskellen mellem base og emitter være inden for nogle bestemt værdier. Hvis transistoren skal leve en strøm på 1 A, vil spændingsfaldet mellem base og emitter være på $\sim 1,5$ V [ON Semiconductor, 2014]. For at opretholde den rette spændingsforskelle laves der et såkaldt *bias*-kredsløb, som sørger for et korrekt spændingsfald på transistorens bagside. Med det rette bias-kredsløb vil den korrekte spændingsforskelle opretholdes og dermed også den korrekte strøm der løber til base i transistoren [Sedra og Smith, 2004]. I bias-kredsløbet er der anvendt fire dioder (D_1, D_2, D_3 og D_4) frem for to. Dette skyldes, at de anvendte Darlington-transistorer består af to transistorer, hvilket betyder der er to dioder mellem base og emitter, tilsvarende de to dioder pr. transistor i bias-kredsløbet [ON Semiconductor, 2014].

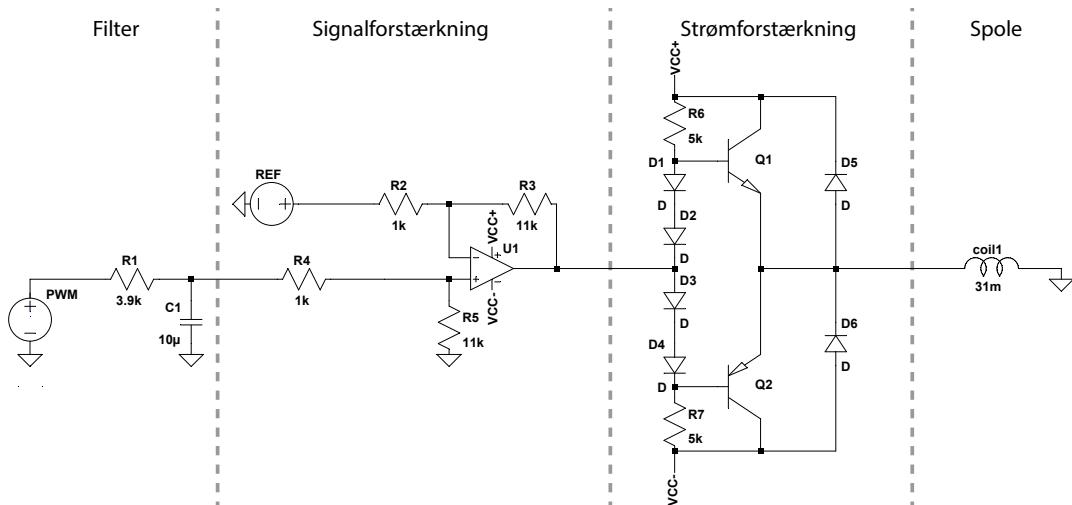
Ydermere er der indbygget sikkerhed i form af to tilbageløbsdioder (D_5 og D_6). Ved en pludselig afbrydelse af strømmen til spolerne vil magnetfeltet kollapse og

**Figur 5.14:** Bipolare transistorer i Darlington-kobling.

dermed vil den inducerede energi ledes modsat gennem spolen. I sådan et tilfælde vil tilbageløbsdioderne lede strømmen væk.

5.2.5 Integration af controllerens delkomponenter

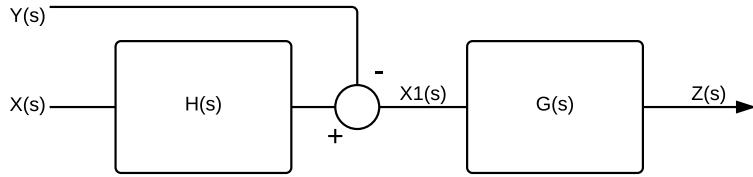
På figur 5.15 ses hele controllerkredsløbet og på figur 5.17 ses den færdige controller. Det viste kredsløbsdiagram gælder for controlleren til det store spolepar. På controlleren til det mellemste spolepar justeres modstandene R_6 og R_7 til $8,25\text{ k}\Omega$, samme modstande justeres på controlleren til det lille spolepar, her til $9\text{ k}\Omega$. Derudover laves der en spaendingsdeling mellem signalforstærkningen og strømforstærkningen på den controlleren på den lille spole. Disse forskelle i controllererne sørger for at der løber den samme strøm ved samme PWM duty cycle gennem de forskellige spolepar.

**Figur 5.15:** Controllerkredsløb i sin helhed.

Controllernes signalbehandling kan beskrives ved et blokdiagram, figur 5.16, der er baseret på overføringsfunktioner.

hvor:

$X(s)$ er PWM-signal fra mikrocontrolleren



Figur 5.16: Blokdiagram over RC-filteret og differensforstærkeren

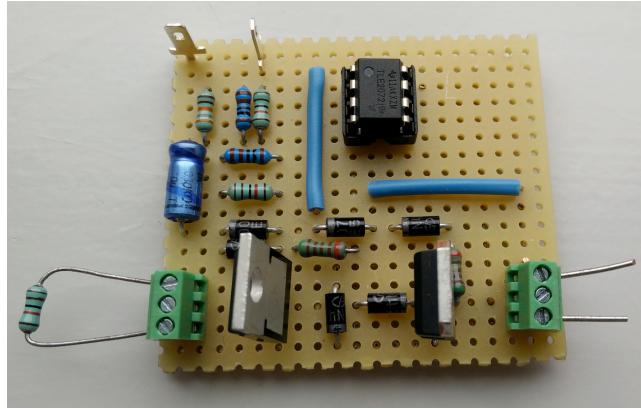
$Y(s)$ er referencesignal

$H(s)$ er overføringsfunktionen for RC-filteret, jf. ligning 5.9 i afsnit 5.2.2

$G(s)$ er overføringsfunktionen for differensforstærkeren, jf. ligning 5.17 afsnit 5.2.3

$X_1(s) = X(s) \cdot H(s) - Y(s)$ er signal inden forstærkning

$Z(s) = X_1(s) \cdot G(s)$ er signal til strømforstærkning



Figur 5.17: Controller til styring af det store par Helmholtzspoler.

Spole

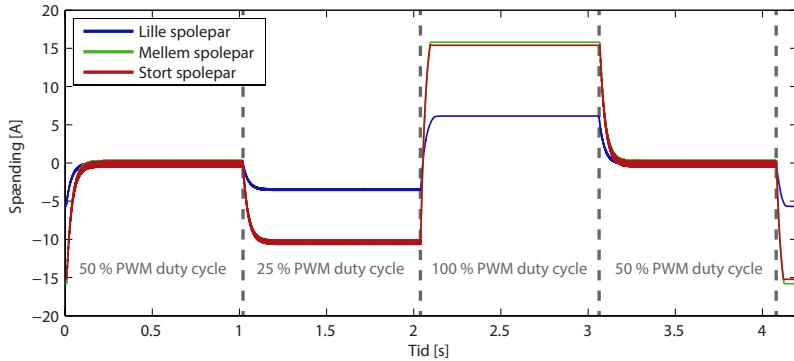
Strømmen gennem spolen bestemmes af spændingen over denne. Ved brug af Ohms lov, omskrevet til at udtrykke strøm, ud fra spænding og modstand, jf. ligning 5.18, kan strømmen igennem spolen udregnes.

$$I_{coil} = \frac{V_{coilSupply}}{R_{coil}} \quad [A] \quad (5.18)$$

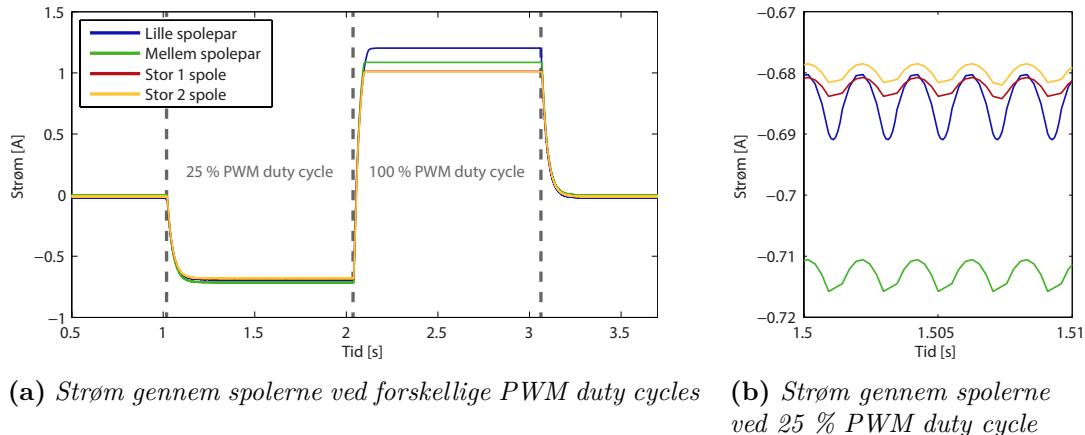
Da modstanden i de forskellige spolepar er ikke ens justeres controllerne så de passer til et bestemt spolepar. Det eftervises med test i afsnit 6.3 at det er samme mængde strøm der løber gennem de forskellige spolepar.

Simulering

Kredsløbet simuleres i LTspice inden konstruktion. Simuleringen sker ved forskellige PWM duty cycles af indgangssignalet. Simuleringen af spænding over spolerne vises på figur 5.18 og på figur 5.19 ses simulering af strøm gennem spoler.



Figur 5.18: Simulering af spænding over spolerne ved forskellige PWM duty cycles.



(a) *Strøm gennem spolerne ved forskellige PWM duty cycles* (b) *Strøm gennem spolerne ved 25 % PWM duty cycle*

Figur 5.19: Simulering af strøm gennem spolerne ved forskellige PWM duty cycles.

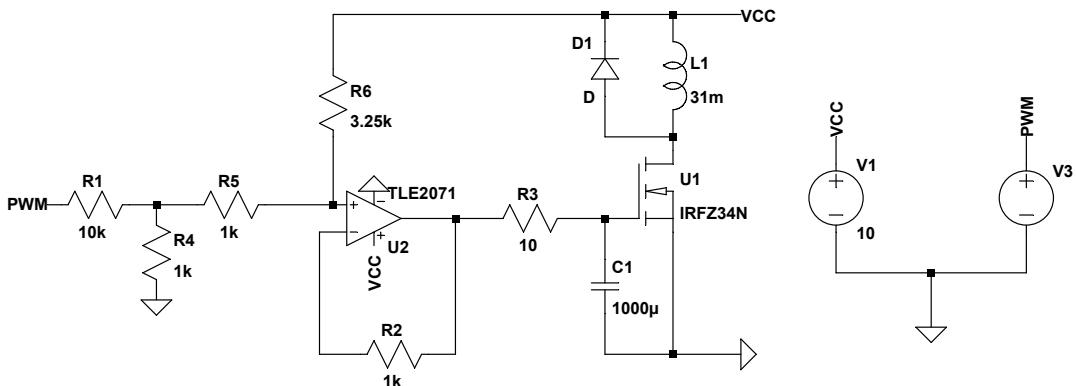
5.2.6 Andre designovervejelser

Igennem udviklings- og designprocessen af controllerne kasseres flere design. Udviklingen har primært fokuseret på designet baseret på darlington-transistorer med små variationer af kredsløbet, men en anden kandidat er baseret på MOSFET transistorer.

MOSFET transistoren anvendes til at regulere strømmen til spolerne, men til forskel fra BJT-transistorer, er MOSFET transistorer spændingsstyrede. Spændingen mellem gate og drain bestemmer modstanden mellem source og drain, og for en N-MOSFET, som er MOSFET ækvivalenten af en NPN-transistor, vil en højere

spænding fra gate til drain sænke modstanden mellem drain og source. Der vælges en MOSFET fra International Rectifier, nærmere bestemt IRFZ34N, da den kan håndtere en strøm på op til 29 A, hvilket er mere end tilstrækkeligt til at forsyne spolerne [International Rectifier, 2014].

Kredsløbet, som ses på figur 5.20, formindsker amplituden for PWM-signalen og forskyder det derefter. Formindskelsen sker ved en spændingsdeling, og signalet forskydes ved hjælp af en summationsforstærker. Denne samler flere inputs af spændinger, vægtet efter modstanden, til ét inverteret output [Irwin og Nelms, 2011], med en referencespænding, der giver den ønskede forskydning. Denne proces sørger for, at spændingen svinger i transistorens tærskelområde. Det forskudte signal sendes derefter gennem et RC-filter, inden det sendes til transistorens gate. I designet er der ligeledes implementeret en tilbageløbsdiode, til at sørge for at den inducerede strøm i spolen ikke skader kredsløbet ved pludselig strømafbrydelse.



Figur 5.20: Kredsløbsdiagram over controller med MOSFET transistorer.

Efter flere test viser det sig at designet ikke virker efter hensigten. Simuleringer viser at kredsløbet burde arbejde inden for den ønskede rækkevidde, men test viser at kredsløbet er meget følsomt til MOSFET'tens karakteristik. Det ligger nemlig på grænsen hvor transistoren åbner, og derfor opfører sig forskelligt fra enhed til enhed. Som følge er videre designovervejelser om dette kredsløb fravalgt.

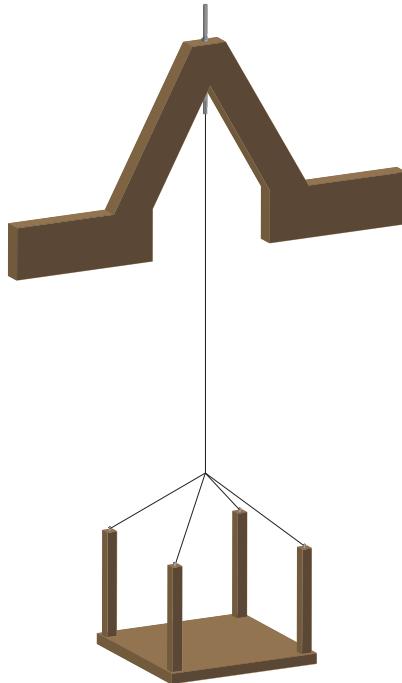
5.3 Ophæng

Ifølge kravspecifikationen skal testbænken indeholde et ophæng til placering af en 1 U CubeSat i centrum af denne. Ud fra tidsmæssige overvejelser, er det besluttet at en CubeSat placeret i ophængen, kun skal kunne rotøre frit i én akse.

Den del af ophængen der skal placeres midt i testbænkens magnetfelt, skal laves af materialer der ikke påvirker testbænkens magnetfelt. Dette opnås ved at vælge materialer med en relativ magnetisk permeabilitet tæt på 1. Desto tættere et materiales relative permeabilitet er på 1, desto mindre er magnetfeltet der kan dannes i materialet selv. Derved opnås der ingen magnetisering i materialet, når dette bliver

udsat for et magnetfelt. Der vælges derfor at bruge træ og nylon til konstruktionen af ophængets nederste del, da deres relative permeabilitet er marginalt forskellig fra 1 [Voltmer, 2007].

For at enhver 1 U CubeSat kan placeres i ophænget konstrueres det som en plade, af træ, hvorpå disse nemt kan placeres uden yderligere montering. Pladen designes til at være 15 cm gange 15 cm. Denne størrelse vælges, for at have tilstrækkelig plads til både CubeSaten, samt eventuelle vægtlodder til at afbalancere vægten i forhold til en centerforskydning i CubeSatens vægt. Samtidig er pladen ikke større, end at den frit kan rotere mellem testbænkens spoler. Denne plade forbindes ved hjælp af nylonsnøre i fire hjørnesøjler til en fæstning. Fæstningen består af en gevindstang i stål, der monteres i en bjælke, der designes således at gevindstangen løftes fri af magnetfeltets centrum. Dette gøres ved at bore et hul i den øverste del af bjælken, hvorpå gevindstangen kan føres igennem. Derefter sættes møtrikker både under og over bjælken for at holde gevindstangen fast, samtidig med at højden på denne kan justeres. Bjælken kan monteres som en tværbjælke mellem de to største spoler i testbænken. På figur 5.21 ses hele ophænget.

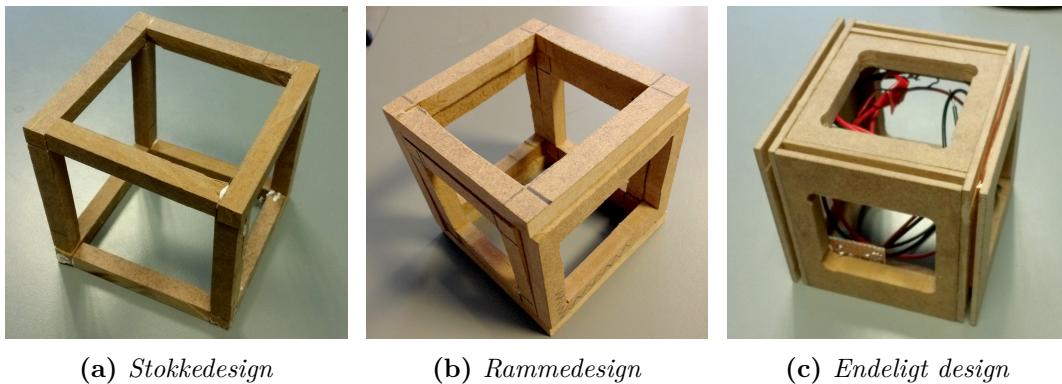


Figur 5.21: Testbænkens ophæng til CubeSat.

5.4 Satellitattrap

For at kunne vurdere hvorvidt selve testbænken fungerer, er det nødvendigt at konstruere en attrap, der kan manøvrere ligesom en CubeSat, der anvender magne-

torquers til attitudekontrol. Til designet af attrappens magnetorquers tages der udgangspunkt i dem der bruges på AAUSAT3. AAUSAT3 er konstrueret med seks magnetorquers, to i hver akse, med hver 250 vindinger [Jensen og Vinther, 2010]. Det vælges at satellitattrappen skal konstrueres med tre lignende magnetorquers. Der bliver i designprocessen udtænkt flere forskellige designs for attrappen. Gældende for alle designs er at den skal have en størrelse på 1 U. Det vælges at konstruere attrappen i træ på grund af træs magnetiske permeabilitet, samt at det muliggør konstruktion af attrappen for gruppen selv.



Figur 5.22: Udviklingen af satellitattrappen.

Indledende overvejelser

Overvejelser om hvordan satellitattrappen skal designes tager sit udgangspunkt i en 1 U CubeSat. Derfor designes attrappen som en lukket kasse med magnetorquers på kassens sider. Dette vanskeliggør dog montering af en strømforsyning der i dette tilfælde også skal monteres udenfor kassen. I stedet udvikles designet til et kasseskelet sammensat af stokke. For at simplificere udviklingen af en prototype, vælges det ikke at arbejde videre med hverken controller til strømstyring på satellitattrappen eller kommunikation med satellitattrappen.

Stokkedesign

Dette design foreskriver at satellitattrappen skal bestå af stokke à 1 cm gange 1 cm i længderne 6 cm, 8 cm og 10 cm. Stokkene limes sammen så der dannes et skelet af en kasse. Konstruktionen ses på figur 5.22a. I indersiden af kassens huller skal attrappens magnetorquers vikles. Det viser sig dog ved konstruktionen, at kassen vil blive for ustabil og ligeledes vil viklingen af spoler være problematisk. For at opnå en større strukturel stabilitet gentænkes designet.

Rammedesign

For at mindske den strukturelle ustabilitet udvikles et design der består af seks rammer, som vist på figur 5.22b. Hver ramme er skåret af en træplade så de opnår en tilfredsstillende stivhed. Rammerne danner satellitattrappens seks sider, mens de sørger for at der kan kommes til kassens indre. Denne konstruktion har dog svært ved at understøtte spoler af ens størrelse, da rammerne har forskellige dimensioner. Der kræves derfor en videreudvikling af dette design.

Endeligt design

Det endelige design af satellitattrappen er en videreudvikling af rammedesignet og kan ses på figur 5.22c. Forskellen fra dette design ligger i, at selvom rammerne har forskellige ydre dimensioner, så har hullet i midten af rammen samme størrelse på alle rammer. For at gøre plads til magnetorquers fræses der en slids hele vejen rundt i kanten af hver ramme, så der kan vikles en spole omkring rammen. Slidsens dybde varierer fra ramme til ramme alt efter dennes ydre dimensioner. Dette medfører at der kan vikles ens spoler på alle rammerne, selvom dimensionerne er forskellige. Der vikles spoler på tre forskellige rammer så der er magnetorquers i tre plan.

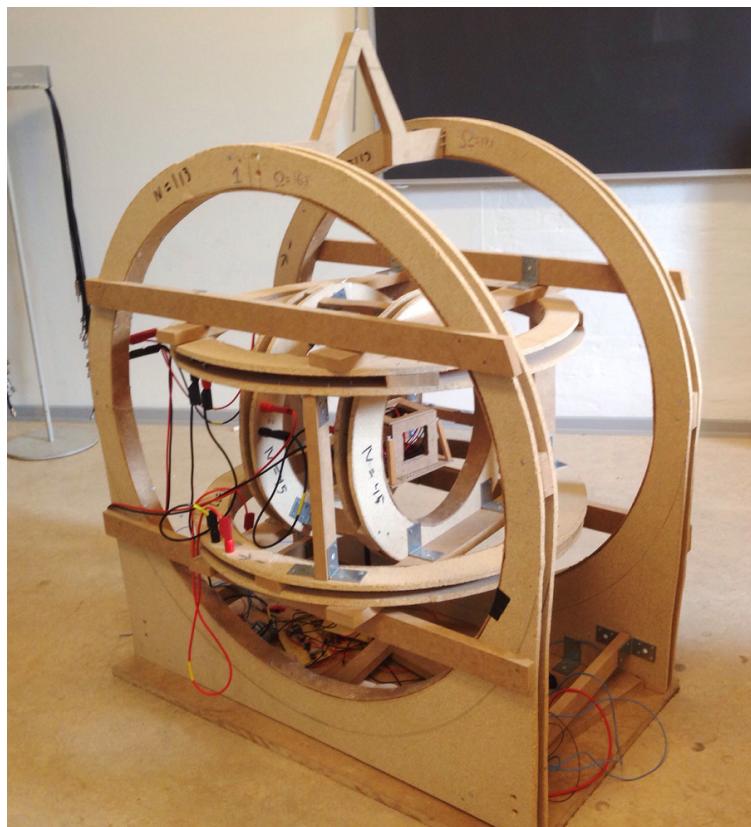
5.5 Integration

Sammensætning af delkomponenterne sker i forhold til de gældende grænseflader for delkomponenter. Helmholtzspolerne danner rammerne for den endelige testbænk, som ses på figur 5.23, hvorpå de andre komponenter monteres.

Ophængets topbjælke er konstrueret til at have en længde svarende til radius af spolerne, i det største spolepar. Dette er da spolerne skal sidde i en afstand til hinanden, svarende til radius. Denne kan så erstatte den førhenværende tværbjælke, uden at ændre på det indbyrdes forhold, spolerne i mellem.

Spolerne kobles til controllerne med skrueterminaler. De to mindre Helmholtzspolepar kobles i serieforbindelse til deres respektive controllerne og spolerne i det største Helmholtzspolepar kobles i parallelforbindelse til den sidste controller. Denne opkobling sørger for at samme strøm løber gennem alle spoler ved samme PWM-signal.

Med integrationen af delkomponenterne er testbænken klar til kalibrering ved hjælp af satellitattrappen.



Figur 5.23: Den færdige testbænk.

Del III

Test

Kapitel 6

Komponenttest

I dette kapitel testes funktionaliteten af de anvendte komponenter, for at kunne verificere, at disse opfylder kravene i kapitel 4.

6.1 Magnetometer

Der er i projektet blevet anvendt 3 forskellige magnetometre til at lave test. For at vise hvorvidt der er en sammenhæng mellem de tre sensorer, testes de alle tre med den samme metode.

Materialer og metoder

Der vælges et bestemt punkt hvor magnetometeret sættes til at måle magnetfeltet. Der laves derefter tre målinger med hvert magnetometer i dette punkt. Til dette anvendes:

- De tre magnetometre
 - Freescale Semiconductor MAG3110, 2 stk.
 - Honeywell HCM5883L, 1 stk.
- Mikrocontroller til styring og dataopsamling
- Computer til opsamling af data

Resultater

Et uddrag af resultaterne er at se i tabel 6.1. Som det ses af resultaterne, er der en større afvigelse imellem målingerne fra de forskellige magnetometre. For at se om der findes en sammenhæng, er vektorlængden af magnetfeltet, altså styrken, udregnet for de tre magnetometre. Resultaterne fra disse udregninger kan ses i tabel 6.2.

Disse resultater varierer ligeledes kraftigt. Det kan dog ses at målingen fra HCM5883L magnetometret tilnærmer sig styrken på Jordens magnetfelt, der ved overfladen varierer imellem 30 μT og 60 μT [Macmillan, 2004].

Tabel 6.1: Enkelt resultat for hvert magnetometer, omregnet til μT .

| Akse | MAG3110, 1 [μT] | MAG3110, 2 [μT] | HCM5883L [μT] |
|------|------------------------------|------------------------------|----------------------------|
| x | -62 | -122 | -12 |
| y | 292 | 320 | 7 |
| z | 64 | 162 | -67 |

Tabel 6.2: Udregning for længden af det målte magnetfelt for hvert magnetometer.

| Magnetometer | Længde [μT] |
|--------------|--------------------------|
| MAG3110, 1 | 305 |
| MAG3110, 2 | 379 |
| HCM5883L | 68 |

6.2 Helmholtzspoler

Der foretages test af Helmholtzspolerne, for at kunne bestemme spolerne induktans samt styrken af de dannede magnetfelter. De dannede magnetfelter måles, og sammenlignes med de teoretiske.

6.2.1 Induktans

For at designe en passende controller til spolerne skal induktansen i disse kendes.

Materialer og metoder

Til testen bruges følgende:

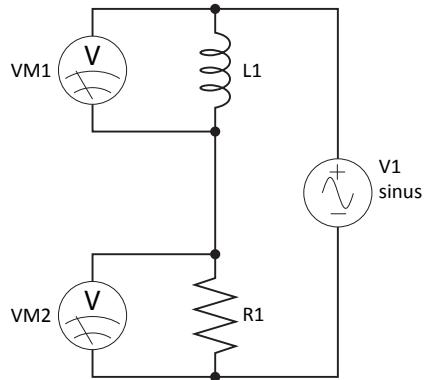
- En modstand af kendt størrelse
- To voltmetre
- En funktionsgenerator

Induktansen kan måles ved at opstille et kredsløb som vist i figur 6.1, hvor frekvensen ændres, indtil spændingsfaldet over modstanden og spolen er lige stort. Der vælges en modstand på 511Ω . Induktansen kan derefter bestemmes ved ligning 6.1.

$$L = \frac{R}{2 \cdot \pi \cdot f} \quad [\text{H}] \quad (6.1)$$

hvor:

| | |
|--------------------|---------------|
| L er induktansen | $[\text{H}]$ |
| R er modstanden | $[\Omega]$ |
| f er frekvensen | $[\text{Hz}]$ |



Figur 6.1: Elodiagram over forsøgsopstilling til måling af induktans

Resultater

Resultaterne af denne test for hver af spolerne i Helmholtzopstillingen kan ses i tabel 6.3.

Tabel 6.3: Udregnet induktans for spolerne

| Spole | Frekvens [kHz] | Induktans [mH] |
|----------|----------------|----------------|
| Stor 1 | 2,60 | 31,00 |
| Stor 2 | 2,60 | 31,00 |
| Medium 1 | 8,43 | 9,64 |
| Medium 2 | 8,70 | 9,35 |
| Lille 1 | 47,90 | 1,70 |
| Lille 2 | 45,23 | 1,80 |

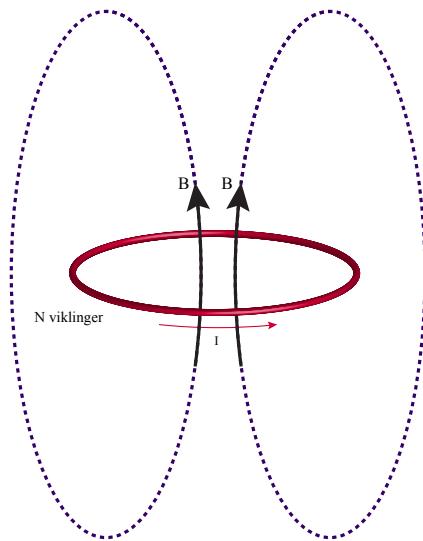
6.2.2 Magnetfelt

For at kunne kontrollere styrken på magnetfeltet dannet af spolerne, er det vigtigt at styre strømmen. Hvis der føres strøm igennem en ledning, viklet cirkulaert rundt om et centrumpunkt C , dannes der et magnetfelt langs med den akse som er ortogonal på spolens højde, og går igennem C . Størrelsen på dette magnetfelt er givet ved ligning 6.2 [Voltmer, 2007].

$$B = \frac{\mu_0 \cdot I \cdot N}{2 \cdot r} \quad [\text{T}] \quad (6.2)$$

hvor:

- | | |
|--|---------------------|
| B er styrken af magnetfeltet, dannet af spolen | [T] |
| μ_0 er den magnetiske permeabilitetskonstant | $[\text{H m}^{-1}]$ |
| I er strømmen der gennemløber ledningen | [A] |
| N er antallet af viklinger | [\cdot] |
| r er radius af spolen | [m] |



Figur 6.2: Billedet viser hvor magnetfeltet bliver dannet. [Smith, 2004]

Ligning 6.2 beskriver magnetfeltsstyrken i centrum af én spole. Denne ligning er forskellig fra ligning 5.1, som beskriver magnetfeltsstyrken i centrum af et sæt Helmholtzspoler. De enkelte spoler bliver testet individuelt, for at tage højde for individuelle forskelle.

Materialer og metoder

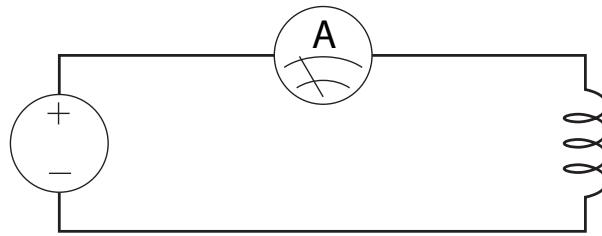
Til testen er følgende anvendt:

- 6 spoler (3 Helmholtzspoler)
- Strømkilde
- Amperemeter
- Magnetometer

Spolen bliver tilsluttet en strømkilde med et amperemeter i serieforbindelse mellem spolen og strømkilden, som ses på figur 6.3. Der testes for en spole af gangen, for at måle hvor stort et magnetfelt de enkelte spoler hver især danner, og hvor meget strøm der løber igennem spolen. Der måles fem gange på hver spole i trin på 1 V. Der foretages således målinger fra 1 V til 5 V. Der placeres et magnetometer i midten af spolen, som måler hvor stort et magnetfelt, der dannes ved den givne spænding. Ud fra denne opstilling kan seriemedstanden i spolerne ligeledes udregnes ved brug af Ohms lov: $R = \frac{U}{I}$.

Resultater

Resultaterne af målingerne findes i tabel 6.4. Over alle målingerne er der en gennem-



Figur 6.3: Eldiagram over forsøgsopstilling til måling af magnetfelt afhængig af strømmen.

Tabel 6.4: Målt magnetfelt for hver spole individuelt sammenlignet med teoretisk feltstyrke ved en spænding på 5 V.

| Spole | Strøm [mA] | Måling [μ T] | Teoretisk [μ T] | Afvigelse |
|----------|------------|-------------------|----------------------|-----------|
| Stor 1 | 324 | 52 | 54 | -3,7 % |
| Stor 2 | 323 | 51 | 54 | -5,6 % |
| Medium 1 | 686 | 111 | 114 | -2,6 % |
| Medium 2 | 666 | 108 | 111 | -2,7 % |
| Lille 1 | 1 986 | 310 | 327 | -5,2 % |
| Lille 2 | 1 856 | 321 | 306 | 4,9 % |

snitlig afvigelse på 3,75 %, hvilket kan være på grund af omgivelserne, der påvirker det dannede magnetfelt. Det spiller også en rolle om magnetometeret er kalibreret præcis fra fabrikken, da der ikke udføres yderligere kalibrering, og om magnetometeret er placeret præcis i centrum af spolen. Ud fra aflæsningen af amperemeteret kan modstanden i de forskellige spoler beregnes ved Ohms lov. Resultatet ses på tabel 6.5.

Tabel 6.5: Spolenes radius og den beregnet modstand for hver spole.

| Spole | Spole radius [cm] | Modstand [Ω] |
|----------|-------------------|-----------------------|
| Stor 1 | 42,70 | 15,28 |
| Stor 2 | 42,70 | 15,23 |
| Medium 1 | 29,10 | 7,22 |
| Medium 2 | 29,10 | 7,32 |
| Lille 1 | 17,15 | 2,62 |
| Lille 2 | 17,15 | 2,48 |

6.3 Controller

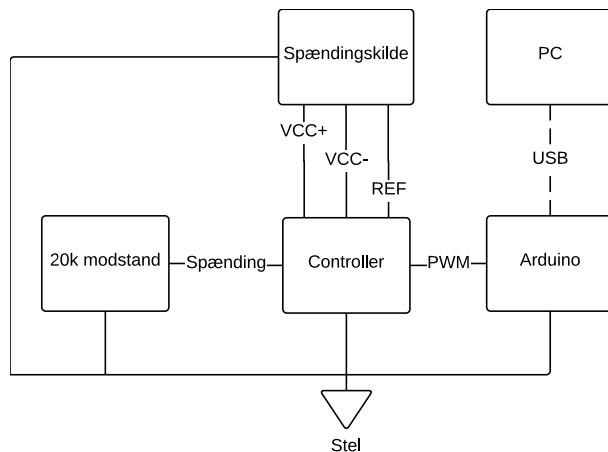
De tre spolecontrollere testes med henblik på at måle udgangsspændingerne for hver spole ved forskellige duty cycles på et PWM-signal. Ud fra denne udgangsspænding kan strømmen gennem hver spole beregnes, og det kan ses, om strømmen gennem spolerne har samme størrelse.

Materialer og metoder

Til testen er følgende anvendt:

- Multimeter
- Oscilloskop
- Strømkilde
- Mikrocontroller

For at teste de tre controllere sendes der et PWM-signal igennem controllerne. Der måles på spændingsfaldet over spolen for duty cycles på PWM-signalet. Der findes herved maksimum- og minimumsspændinger for alle tre controllere, samt ved hvilken duty cycle spændingen er nul. Ud over at finde maksimum- og minimumsspændinger, findes der værdier i et bredere udsnit af spændingen over spolerne ved forskellige duty cycles. Forsøgsopstillingen kan ses på figur 6.4.

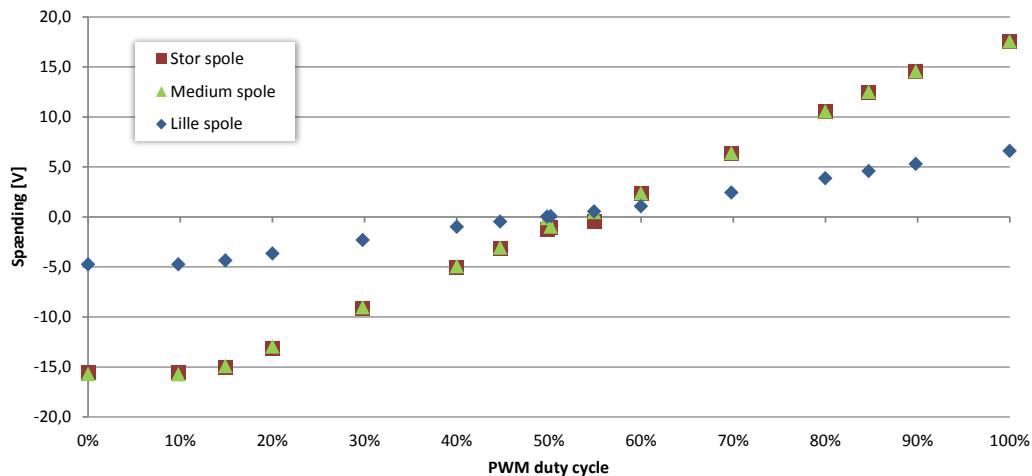


Figur 6.4: Diagram over forsøgsopstilling.

Resultater

Der er ud fra forsøget blevet målt spændinger for forskellige duty cycles, resultaterne for disse kan ses på figur 6.5

Ens for alle spoler gjaldt det, at spændingen ikke var helt præcist nul ved en duty cycle på 50 % for PWM signalet, som det ellers var forventet den skulle være. Ved 0 % og 100 % duty cycle blev der fundet maksimum- og minimumsspænding for de tre controller, men når der blev skruet op eller ned for referencespændingen, kunne det ikke lade sig gøre at få spændingerne henholdsvis længere op eller ned. Det viste sig altså, at controlleren begrænsede spændingerne begge steder. For at kunne bruge maksimum- og minimumsresultaterne til noget, blev der for hver controller foretaget yderligere målinger mellem maksimumsspændingen og nulpunktet og mellem minimumsspændingen og nulpunktet. Der er i alt blevet foretaget målinger ved 16



Figur 6.5: Grafer over udgangsspændingerne for de tre controllerer.

forskellige duty cycles. Dette bliver gjort for at få en bedre idé om, hvornår de forskellige controllerne begrænser spændingen. Testen giver dog stadig, på trods af controllerens begrænsninger en god idé om hvilke spændinger, som de tre controller kan danne. En væsentlig del af testen er også, hvor meget strøm der teoretisk løber gennem spolerne. Det ses på figur 6.6, at der ikke er den store variation mellem den teoretiske strøm igennem de forskellige spoler.

6.4 Ophæng

Ophænget til satellitatrappen testes for at sikre, at komponenten overholder de opstillede krav i afsnit 4.1.3.

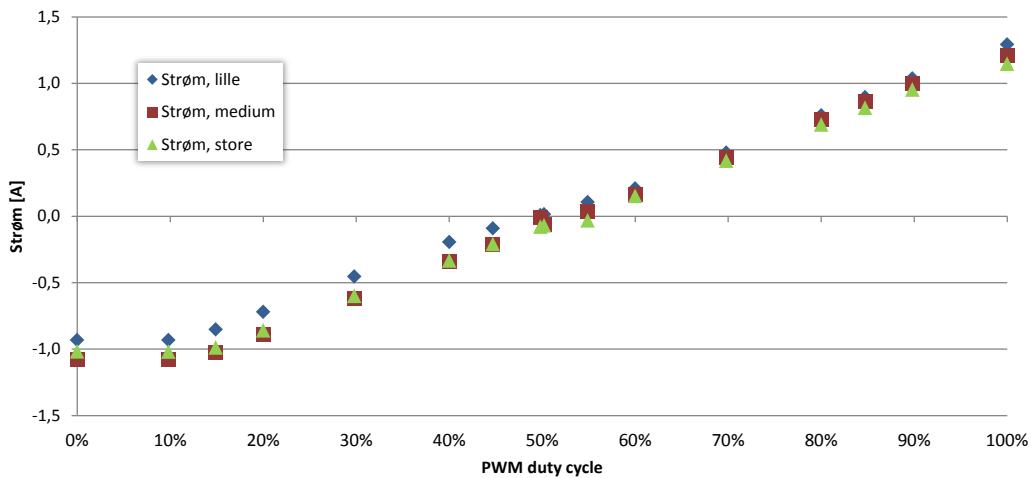
6.4.1 Bæreevn

Som tidligere nævnt er den maksimale vægt for en 1 U CubeSat 1,33 kg. Ifølge kravene til ophænget skal dette desuden kunne stabilisere satellitatrappen med eventuelle vægtlodder, og samlet være i stand til at bære 1,63 kg.

Materialer og metoder

Bæreevenen testes ved at sætte et elektronisk newtonmeter på ophænget, forbundet med en nylonsnøre, der er bundet med en knude i begge ender. Ophænget fastholdes mod en plan overfalde, hvorefter der forsigtigt trækkes i newtonmeteret modsat retning af Jorden. Herefter aflæses hvor meget ophænget kan bære.

- Elektronisk newtonmeter
- Computer til dataopsamling



Figur 6.6: Sammenligning af den strøm der teoretiske løber igennem de tre spoler.

Resultater

Af resultaterne i tabel 6.6 fremgår det at ophænget i alle forsøg havde en bæreevne på over 1,63 kg. Ved forsøg 1 sprang snøren ved 17,7 N. Ved forsøg 2 og 3 afbrydes forsøget, da newtonmeteret målte over 20 N, da dette blev vurderet til at være tilstrækkeligt for ophænget.

Som beskrevet er nylonsnøren forbundet til ophænget og newtonmeteret med en knude. Dette må anses som en fejlkilde, da der er mulighed for, at knuden sprænger før selve snøren. Dette er grunden til den lavere bæreevne i forsøg 1, hvor knuden gik op.

Tabel 6.6: Forsøgsresultater af bæreevne for ophæng. Bæreevnen er udregnet for 1 g.

| Forsøg | Trækkraft [N] | Bæreevne [kg] |
|----------|---------------|---------------|
| Forsøg 1 | 17,7 | 1,80 |
| Forsøg 2 | 20,7 | 2,11 |
| Forsøg 3 | 20,3 | 2,07 |

6.4.2 Indvirkning på magnetfelt

Ophænget skal testes for hvorvidt det interfererer med magnetfeltet dannet i testbænken, jævnfør krav 4 for ophænget.

Materialer og metoder

Testen udføres ved at mæle magnetfeltet i centrum af testbænken henholdsvis med og uden ophænget placeret heri. Til testen bruges følgende materialer:

- Magnetometer
- Helmholtzspoler
- Strømforsyning til spoler

Der optages 1000 målepunkter med magnetometeret, hvorfra RMS værdien af komposanterne beregnes, jævnfør ligning 6.3. RMS værdien er kvadratroden af middelværdien af de kvadrerede målinger, hvilken bruges da små forskelle i målingerne vil give større udsving i resultatet [Irwin og Nelms, 2011].

$$\text{magnetfelt}_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i^2} \quad [\text{T}] \quad (6.3)$$

Derefter udregnes styrken af magnetfeltet som vektorlængden.

$$|\bar{a}| = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} \quad [\text{T}] \quad (6.4)$$

Resultater

Det ses i tabel 6.7, at der er en maksimal afvigelse under forsøget på 0,45 %. Denne forskel kan dog ikke udelukkende tillægges ophænget, da andre faktorer også har indflydelse på de skiftende værdier, herunder kan nævnes:

- Ledninger
- Usikkerhed på magnetometeret

Der tages ikke højde for disse faktorer, da deres påvirkning vurderes til at være tilstrækkelig lille.

Tabel 6.7: Forsøgsresultater af ophængets påvirkning af magnetfeltet

| Forsøg | Uden ophæng [μT] | Med ophæng [μT] | Afvigelse |
|--------|-------------------------------|------------------------------|-----------|
| 1 | 200,74 | 201,31 | 0,28 % |
| 2 | 200,46 | 201,37 | 0,45 % |
| 3 | 200,52 | 201,08 | 0,28 % |
| 4 | 200,61 | 201,40 | 0,39 % |
| 5 | 200,77 | 200,74 | -0,01 % |

Af resultaterne i tabel 6.7 vurderes det, at forskellen med og uden ophæng er så lille, at kravet er opfyldt.

6.4.3 Rotationsmodstand

Ophænget skal testes for rotationsmodstand, da denne ikke må have indflydelse på CubeSatens frie rotation, jævnfør ydelseskravene i afsnit 4.1.3.

Materialer og metoder

Ophængets rotationsmodstand testes ved at forbinde en af de fire hjørnesøjler til et newtonmeter, ved hjælp af 1 m nylonsnøre. Heraf måles ophængets rotationsmodstand ved at trække i ophænget med et newtonmeter. Til testen bruges følgende materialer:

- Elektronisk newtonmeter
- Nylonsnøre
- Computer til dataopsamling

Det anvendte newtonmeter mäter ned til $\pm 0,03$ N [Pasco, 2008].

Resultater

Tabel 6.8: Forsøgsresultater af rotationsmodstand i ophæng

| Forsøg | Modstand [N m] |
|----------|----------------|
| Forsøg 1 | < 0,03 |
| Forsøg 2 | < 0,03 |
| Forsøg 3 | < 0,03 |

Det fremgår af tabel 6.8, at rotationsmodstanden har været så lille, at newtonmeteret ikke har kunnet måle den. Modstanden har altså været mindre end 0,03 N m, derfor kan ikke konkluderes om ophænget opfylder kravet om en maksimal rotationsmodstand på 51,88 nN m.

6.5 Satellitattrap

For at vise at hver enkelt spole i satellitattrappen fungerer, testes det om hver spole med strøm igennem, danner et magnetfelt. Det beregnes desuden, hvor præcis det dannede magnetfelt er, i forhold til det teoretiske. Endeligt måles det, hvor stort et strømforbrug spolerne har.

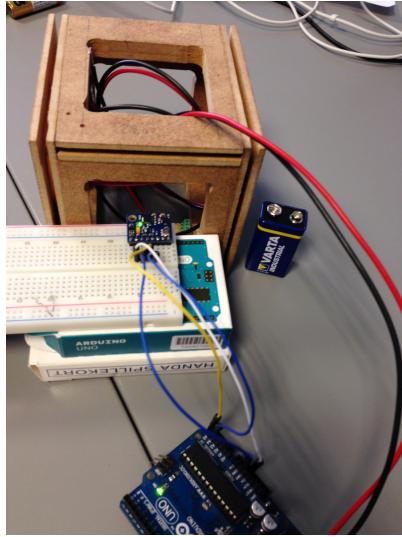
6.5.1 Spoler

Materialer og metoder

Magnetfeltet i centrum af én af attrappens spoler måles som på figur 6.7 og noteres. Herefter tilsluttes en spændingskilde i form af et 9 V batteri til denne spole, hvorefter magnetfeltet igen måles samme sted. Den teoretiske styrke af magnetfeltet udregnes ved hjælp af ligning 6.2 i afsnit 6.2.2. Dette udføres for alle tre attrappspoler. Følgende materialer er anvendt til testen:

- Attrappspoler

- Magnetometer
- Spændingskilde



Figur 6.7: Forsøgsopstilling for komponenttest af satellitattrap.

Resultater

Resultaterne af testen ses i tabel 6.9, hvor det fremgår, at hver spole danner et magnetfelt. Det fremgår desuden, at afvigelsen fra den teoretiske styrke i hvert forsøg, er under 10 %. Denne afvigelse kan være på grund af omgivelserne, der påvirker det dannede magnetfelt samt fejl i kalibrering, målefejl og placeringsfejl af magnetometeret.

Tabel 6.9: Forsøgsresultater af satellitattrap komponenttest

| Spole | Måling [μT] | Teoretisk [μT] | Afvigelse |
|-------|--------------------------|-----------------------------|-----------|
| 1 | 489 | 542 | 9,83 % |
| 2 | 499 | 545 | 8,51 % |
| 3 | 504 | 556 | 9,29 % |

6.5.2 Strømforbug

Det er målt, at når der tilsluttes en spænding på 9 V til én spole i satellitattrappen, er der i gennemsnit et strømforbrug på 1086 mW. Dette opfylder ikke ydelseskravet, om et maksimum strømforbrug for spolerne på 135 mW. Projektet afgrænses til ikke at videre beskæftige sig med dette krav.

Kapitel 7

Integrationstest

I dette kapitel beskrives tests af prototypen. Der bliver beskrevet fremgangsmåden og resultater af tests samt en delkonklusion af prototypens funktionalitet. Testene er udført ved først, at teste to komponenter sammen, altså delvise integrationstest. Afslutningsvist er hele produktet testet samlet.

7.1 Test af spoler og controllers

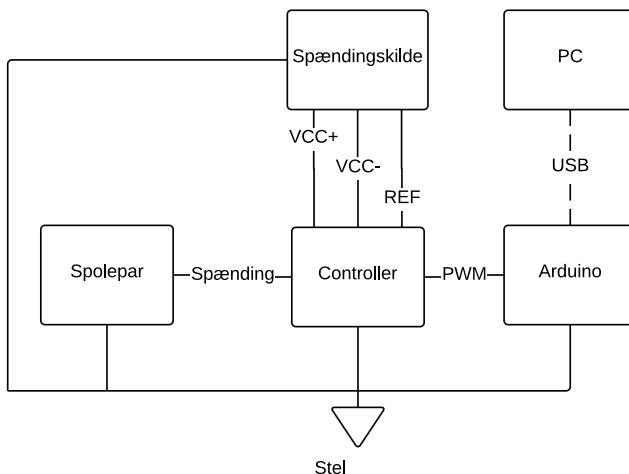
Som følge af de tidlige test af controllerne, skal der foretages test om det dannede magnetfelt opfører sig som forventet, ved kendte indgangssignaler.

Materialer og metoder

Opstillingen kan ses på figur 7.1. Der anvendes fire spændingskilder, til at give tre ± 19 V spændinger, samt én 2,1 V referencespænding. Det sikres at strømforsyningerne har deaktiverede udgange, under opsætningen. Controllerne bliver først testet individuelt med hver sit relevante spolepar. Spolerne bliver forbundet til udgangen på controllerne, en mikrocontroller med det relevante program forbindes til signalindgangen og referencesignalet bliver sluttet på referenceindgangen. Alle stelforbindelser bliver forbundet, for at sikre alle spændingsforskelle bliver relative. Der forbindes et oscilloskop mellem stel og udgangen af controlleren, for at måle om spændingsfaldet over spolen er som forventet. Et magnetometer forbindes til mikrocontrolleren, og placeres i ophængen, hvor det tager kontinuerte målinger, for at bekræfte at ændringerne i magnetfeltet tilsvarer det forventede fra afsnit 6.2.2. PWM-signalet sættes til 50 % duty cycle, strømforsyninger aktiveres og udgangssignalet måles. Signalets duty cycle bliver justeret for at kunne sammenlignes med det forventede fra afsnit 6.2.2 og afsnit 6.3.

Resultater

Resultater er samlet for den store spole, med den tilhørende controller, og kan findes på figur 7.2. Magnetfeltet er blevet fratrukket feltet ved 50 % duty cycle, og stør-



Figur 7.1: Oversigt over forbindelser til test af controllere med spoler.

relsen er efterfølgende fundet. Det fremgår tydeligt at størrelsen af magnetfeltet er proportionelt afhængig spændingen, men ved en duty cycle på 60 % og 70 % stiger spændingen ikke så meget som forventet af afsnit 6.3. Da projekts tidsperiode er begrænset er det valgt at afgrense testen fra videre problemløsning.

7.2 Magnetfeltstest af attrapspoler

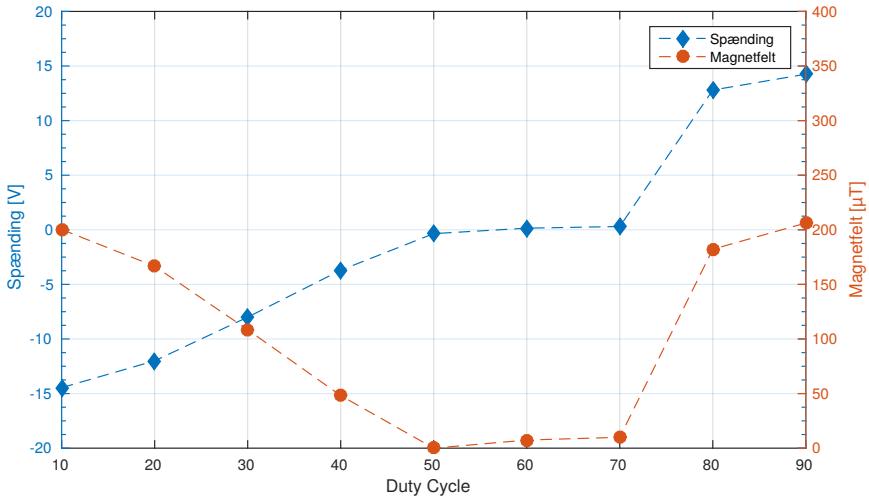
For at satellitattrappen kan anvendes til at teste testbænken, undersøges de indbyggede spoler, ved at måle hvor meget kraftmoment de kan levere til attrappen, når den befinner sig i et statisk magnetfelt. Testen udføres for at afgøre om attrappens spoler kan levere et passende magnetfelt, og for at se, om det er muligt at styre attrappen inde i testbænken.

Materialer og metoder

Spolen der skal testes, placeres i centrum af ét par Helmholtzspoler, så attrappens dannede magnetfelt står vinkelret på det af testbænken dannede magnetfelt. I denne test anvendes det mindste par af Helmholtzspolerne. En strømforsyning anvendes til at føre en fast strøm igennem Helmholtzspolen, og der observeres en påvirkning af attrappen, når en strøm ligeledes føres igennem spolen i attrappen. Opstillingen kan ses på figur 7.3.

Til testen anvendes følgende materialer:

- Attrapspole
- Det mindste par af Helmholtzspoler
- Ophæng til attrappen



Figur 7.2: Spændingen over spolen og størrelsen på magnetfeltet fra den store spole og tilhørende controller.

- Strømforsyning

Resultater

Det observeres at den enkelte spole, placeret i testbænken, begynder at rottere når en strøm løber igennem både attrappen og Helmholtzspolen. Attrappen bliver påvirket med et rotationsmoment, der søger mod at magnetfelterne står parallelt med de aktive spoler i testbænken. Kraftpåvirkningen som spolen i attrappen påvirkes med, kan findes ved hjælp af ligning 7.1 [Liao et al., 2004].

$$\tau = N \cdot I \cdot A \cdot B \cdot \sin(\theta) \quad [\text{N m}] \quad (7.1)$$

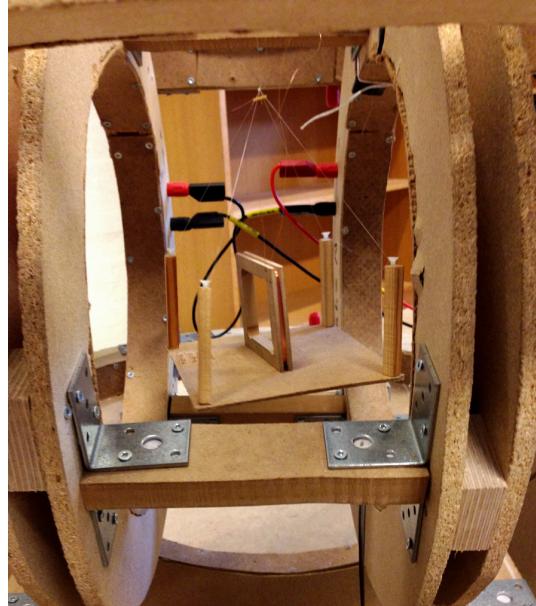
hvor:

| | |
|---|------------------|
| τ er det dannede kraftmoment | [N m] |
| N er antallet af viklinger i attrappspolen | [\cdot] |
| I er strømmen der løber igennem attrappspolen | [A] |
| A er arealet af attrappspolen | [m^2] |
| B er magnetfeltet dannet af Helmholtzspolerne | [T] |
| θ er vinklen mellem magnetfelterne | [°] |

Værdierne er blevet målt og aflæst, hvorefter kraftmomentet kan udregnes:

$$\tau = 250 \cdot 0,134 \text{ A} \cdot (0,07 \text{ m})^2 \cdot 3,539 \cdot 10^{-4} \text{ T} \cdot \sin(90^\circ) = 58,09 \mu\text{N m} \quad (7.2)$$

Det kan altså, ud fra testen, konkluderes, at attrappen bliver påvirket af et kraftmoment på $58,09 \mu\text{N m}$. Tages der stilling til ydelseskravet for ophænget, krav 7, må der



Figur 7.3: Opstilling ved test af attrappspole.

ikke være en modstand der er højere end 51,88 nN m. Kraftmomentet for attrappen over 1000 gange så stort, som den modstand der må ydes. Derfor er kraftmomentet stort nok til at kunne begynde en rotation.

Satellitattrappen er herefter blevet testet for hver enkelt spole, hvor alle sider er konstrueret til en samlet attrap. Også her er det observeret, at satellitattrappen begynder at rotere, når der løber en strøm igennem både attrappen og et par af Helmholtzspolerne.

7.3 Test af rotationstid

Der testes og beregnes på hvor lang tid det tager satellitten at rotere til en bestemt vinkel, for at give et estimat på hvordan det dynamiske system opfører sig.

Materialer og metoder

For at estimere, hvor lang tid satellitattrappen bruger på at rotere et bestemt antal grader, udregnes accelerationen ud fra det tidligere beregnede kraftmoment, samt massen af attrappen [Holck et al., 2009]. For at simplificere udregningen bliver accelerationen betragtet som konstant, hvor den normalt vil ændre sig, fordi de indbyrdes vinkler mellem magnetfelterne ændres.

$$\alpha = \frac{M}{I} \quad [\text{rad s}^{-2}] \quad (7.3)$$

hvor,

| | |
|----------------------------|-----------------------|
| α er accelerationen | $[\text{rad s}^{-2}]$ |
| M er kraftmomentet | $[\text{N m}]$ |
| I er inertimomentet | $[\text{kg m}^2]$ |

Da satellitattrappen er et roterende hult legeme, bruges inertimomentet I for en hul cylinder, denne beregnes ved [Holck et al., 2009]:

$$I = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (r^2 + R^2) \quad [\text{kg m}^2] \quad (7.4)$$

hvor,

| | |
|--|-------------------|
| I er inertimomentet | $[\text{kg m}^2]$ |
| m er massen af satellitattrappen | $[\text{kg}]$ |
| r er radius til inderkanten af rammen på attrappen | $[\text{m}]$ |
| R er radius til yderkanten af rammen på attrappen | $[\text{m}]$ |

$$I = \frac{1}{2} \cdot 0,28 \text{ kg} \cdot ((0,04 \text{ m})^2 + (0,07 \text{ m})^2) \approx 0,92 \text{ g m}^2 \quad (7.5)$$

Accelerationen kan hermed udregnes:

$$\alpha = \frac{58,09 \mu\text{N m}}{0,92 \text{ g m}^2} \approx 63,10 \cdot 10^{-3} \text{ rad s}^{-2} \quad (7.6)$$

Vinkelhastigheden for et roterende legeme, kan ifølge [Holck et al., 2009] bestemmes ved

$$\omega = \omega_0 + \alpha \cdot t \quad [\text{rad s}^{-2}] \quad (7.7)$$

hvor:

| | |
|---|-----------------------|
| ω er vinkelhastigheden | $[\text{rad s}^{-1}]$ |
| ω_0 er vinkelhastigheden til tiden $t = 0$ | $[\text{rad s}^{-1}]$ |
| α er accelerationen | $[\text{rad s}^{-2}]$ |
| t er tiden | [s] |

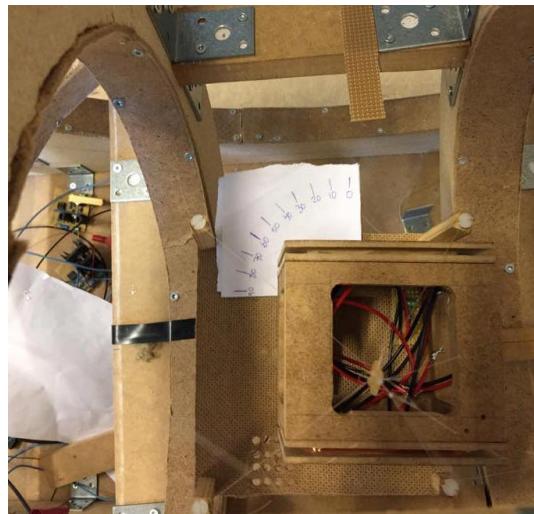
Vinkelforskydningen, θ , til tiden t , kan beregnes ved integralet af vinkelhastigheden, som vist i ligning 7.8 [Holck et al., 2009]. Da satellitattrappen betragtes som stillestående i begyndelsespositionen, vil $\omega_0 = 0$.

$$\theta = \int \alpha \cdot t = \frac{1}{2} \cdot \alpha \cdot t^2 \quad [\text{rad}] \quad (7.8)$$

Herefter kan t isoleres, hvorfaf vi kan bestemme et estimat, for tiden satellitattrappen bruger på at rotere til en bestemt vinkel.

$$t = \sqrt{\frac{2 \cdot \theta}{\alpha}} \quad [\text{s}] \quad (7.9)$$

Tiden satellitattrappen bruger på at rotere måles herefter i praksis, hvor tiden aflæses for hver 10° denne roterer, og efterfølgende sammenlignes dette med den beregnede tid. Testopstilling ses på figur 7.4.



Figur 7.4: Forsøgsopstilling ved test af rotationstid

Resultater

Tiden der bruges for hver 10° , fremgår af tabel 7.1. Estimatet er inden for 25 % i alle vinkler under 90° . Fejlen antages hovedsageligt at komme fra, at modellen ikke tager højde for at accelerationen er afhængig af vinklen. Der er også en usikkerhed i målingerne af tiden, da metoden til dette kan have negativ effekt på det endelige resultat. Testen viser at den opstillede model tilnærmedesvis kan anvendes til at beskrive spolens rotation, med større afvigelse nær grænsevinklerne.

Tabel 7.1: Beregnet og målt rotationstid for satellitattrap

| Vinkel [°] | Gennemsnit af 3 målinger [s] | Beregnet [s] | Afvigelse |
|--------------|------------------------------|--------------|-----------|
| 10 | 8,64 | 2,35 | 14,04 % |
| 20 | 2,02 | 3,33 | 4,50 % |
| 30 | 3,18 | 4,07 | -3,93 % |
| 40 | 4,23 | 4,70 | -7,98 % |
| 50 | 5,08 | 5,26 | -11,12 % |
| 60 | 5,85 | 5,76 | -13,98 % |
| 70 | 6,57 | 6,22 | -17,93 % |
| 80 | 7,34 | 6,65 | -20,30 % |
| 90 | 8,00 | 7,06 | -22,31 % |

Del IV

Afrunding

Kapitel 8

Konklusion

Der er igennem projektet arbejdet med kravene i kapitel 4 og problemformuleringen:
Hvordan er det muligt at konstruere en testbænk til CubeSats, der kan teste attitudekontrolsystemer baseret på magnetorquers?

I løbet af projektets forløb er der blevet indsamlet viden, der har belyst det aktuelle problem. Sideløbende med vidensindsamlingen er der blevet udtænkt og konstrueret løsninger på problemet. I denne forbindelse er der konstrueret flere delkomponenter, der hver danner grundlag for en succesfuld testbænk. For at sikre et funktionelt produkt bliver der i rapporten stillet en række krav til hver del af testbænken bestående af Helmholtzspoler, controller og ophæng. Alle delkomponenter er blevet testet individuelt for at sikre, at de opfylder kravene der er stillet til dem.

Den nuværende prototype har svagheder, blandt andet præcisionen. Små fejl i attitudekontrolsystemet på en satellit, som over en længere periode gør en forskel, kan ikke præcist testes. I bilag B findes en gennemgang og konklusion på de opstillede krav.

For at konstruere en testbænk til CubeSats, til at teste attitudekontrolsystemer, baseret på magnetorquers, er det nødvendigt at kunne danne et magnetfelt, der kan simulere Jordens magnetfelt i den højde, en CubeSat vil være i kredsløb. For at gøre dette, er der i projektet anvendt tre Helmholtzspoler, der tilsammen skaber et magnetfelt i tre akser. Det er lykkedes at danne et magnetfelt ved hjælp af opstillingen, dog uden at feltet, som ønsket, er en imitation af Jordens magnetfelt. For at kunne styre størrelsen på det magnetfelt der dannes af Helmholtzspolerne, er der konstrueret individuelle controllere til hvert sæt spoler.

Delkomponenterne er blevet testet sammen, og med en konstrueret attrap for en 1 U CubeSat, for at vurdere om de dertil stillede krav, omkring komponenters indbyrdes grænseflader, bliver opfyldt. Prototypen har til dels opfyldt kravene, og er et bud på udformningen af en testbænk til test af attitudekontrolsystemer på CubeSats.

Kapitel 9

Perspektivering

Den i projektet udviklede testbænk er tiltænkt at skulle virke som testbænk for 1 U CubeSats. Da fokuspunktet er CubeSats, kunne en videreudvikling af testbænken omfatte, at der også skulle kunne testes flere størrelser af CubeSats. Denne videreudvikling ville kræve, at testbænken skulle laves i en større udgave, da den i første omgang, kun er udviklet til at kunne indeholde en 1 U CubeSat. Det ville samtidig være nødvendigt at optimere controllerne, der er udviklet til spolerne, da disse på grund af de større spoler skal kunne klare mere strøm.

Endvidere vil det være muligt at optimere den nuværende testbænk, ved at tage højde for den relative permeabilitet i alle anvendte materialerne. En anden udvikling for produktet kunne være, at lave en testbænk, der testede mere end bare attitudekontrol ved magnetorquers. Der kunne altså som en videreudvikling konstrueres en testbænk, som udover at teste attitudekontrol, samtidig også kunne simulere nogle af de forhold, der vil være i rummet, for eksempel vakuum- eller termiske test. Dette ville kunne danne et bedre billede af, hvordan et attitudekontrolsystem ville fungere i rummet.

En mere komplet testbænk ville potentielt kunne hjælpe udviklingen af CubeSats, ved at øge sikkerheden for satellitterne. Med bedre testmuligheder kan en højere kvalitet sikres, før satellitten bliver opsendt. Det vil åbne markeder, som kræver meget høj kvalitetssikring, eksempelvis dyre forskningsmissioner.

Litteratur

Atmel, 2013. *ATmega48A/PA/88A/PA/168A/PA/328/P datasheet, revision I*, Atmel.

Baker, R. og Shaffer, C., 2015. Building an Attitude and Orbit Propagator to Simulate Magnetorquer-Based CubeSat Control Systems, University of California, Los Angeles. [Online].

Tilgængelig på: <http://elfin.igpp.ucla.edu/wp-content/uploads/2014/04/ADCSPropagatorUCLATechFairPoster-00-P-000.pdf>.
[Tilgået d. 18. marts 2015].

Brewer, M. R., 2012. Cubesat Attitude Determination and Helmholtz Cage Design. Speciale, Air Force Institute of Technology.

Tilgængelig på: <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a557488.pdf>.

Brix, L., 2014. Danskudviklede satellitter afslører: Jordens magnetfelt ændrer sig. *Videnskab.dk*. [Online].

Tilgængelig på: <http://videnskab.dk/miljo-naturvidenskab/danske-satellitter-afslorer-jordens-magnetfelt-aender-sig>.
[Tilgået d. 18. marts 2015].

Buchen, E. og DePasquale, D., 2014. Nano / Microsatellite Market Assessment, SpaceWorks Enterprises, Inc. [Online].

Tilgængelig på: http://www.sei.aero/eng/papers/uploads/archive/SpaceWorks_Nano_Microsatellite_Market_Assessment_January_2014.pdf.
[Tilgået d. 18. marts 2015].

Cacak, R. K. og Craig, J. R., 1969. Magnetic Field Uniformity around Near-Helmholtz Coil Configurations. *Review of scientific instruments*, 7. juli, 40 (11), ss. 1468 –.

Clausen, T. B., 2001. AAU CubeSat - En dansk studentersatellit. *Dansk Rumfart*. [Online], dec 2001.

Tilgængelig på: <http://rumfart.dk/vis.asp?artikelid=156>.
[Tilgået d. 22. feb 2015].

- CubeSat Program, 2014. *CubeSat Design Specification, revision 13*, California Polytechnic State University.
- Tilgængelig på: http://cubesat.calpoly.edu/images/developers/cds_rev13_final.pdf.
 [Tilgået d. 18. marts 2015].
- ESA, 2013. *Satellite frequency bands*, ESA, Telecommunications & Integrated Applications. [Internetside]. (Opdateret d. 21. nov 2013).
 Tilgængelig på: http://www.esa.int/Our_Activities/Telecommunications_Integrated_Applications/Satellite_frequency_bands.
 [Tilgået d. 14. april 2015].
- Francios-Lavet, V., 2010. Study of passive and active attitude control systems for the OUFTI nanosatellites. Speciale, University of Liège.
 Tilgængelig på: http://vincent.francois-l.be/OUFTI_ADCS_2010_05_31.pdf.
- Ganushkina, N. Y., Dandouras, I., Shprits, Y. Y., og Cao, J., 2011. Locations of boundaries of outer and inner radiation belts as observed by Cluster and Double Star. *Journal of Geophysical Research*, 28. sep, 116 (A09).
- Garg, M., Sembera, J., og Franki, M., 2003. Satellite Solutions CubeSat Design Team, University of Texas at Austin.
 Tilgængelig på: http://courses.ae.utexas.edu/ase463q/design_pages/spring03/cubesat/web/Paper%20Sections/CubeSat%20Final%20Report.pdf.
 [Tilgået d. 22. feb 2015].
- Grahn, S., 2015. *Characteristics of the Soyuz attitude control system*, Gunter's Space Page. [Internetside].
 Tilgængelig på: <http://www.svengrahn.pp.se/histind/Soyuz1Land/SoyAtti.htm>.
 [Tilgået d. 16. marts 2015].
- Hall, C. D., 2003. Spacecraft Attitude Dynamics and Control, Department of Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech.
 Tilgængelig på: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/courses/aoe4140/attde.pdf>.
- Hellwig, A., 2015. *Helmholtz coils*. [Figur].
 Tilgængelig på: http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Helmholtz_coils.png.
 [Tilgået d. 18. marts 2015], CC-BY-SA-2.0 and GFDL.
- Holck, P., Kraaer, J., og Lund, B. M. *Orbit A HTX*. Systime, 1. udgave, 2009. ISBN 978-87-616-2464-2.
- Holst, R., 2015. *Interview af Rasmus Holst fra GomSpace ApS om CubeSats*, Aalborg. Udført af Mads Bangshaab og Niclas Hjorth Stjernholm d. 6. marts 2015.

International Rectifier, 2014. *IRFZ34N HEXFET Power MOSFET, revision PD - 9.1276C*, International Rectifier.

Irwin, J. D. og Nelms, R. M. *Engineering Circuit Analysis*. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, NJ, 10. udgave, 2011. ISBN 978-0-470-87377-9.

Jensen, K. F. og Vinther, K., 2010. Attitude Determination and Control System for AAUSAT3. Speciale, Aalborg Universitet.

Tilgængelig på: http://projekter.aau.dk/projekter/files/32312420/thesis_10gr1035.pdf.

Kennewell, J. og McDonald, A., 2015. *Satellite Communications and Space Weather*, Australian Government - Bureau of Meteorology. [Internetside].

Tilgængelig på: <http://www.ips.gov.au/Educational/1/3/2>.
[Tilgået d. 23. feb 2015].

Krebs, G. D., 2015. *CubeSat*, Gunter's Space Page. [Internetside].

Tilgængelig på: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm.
[Tilgået d. 19. maj 2015].

Lafleur, C., 2015. *A Comprehensive Census of All Spacecraft Ever Launched*, The Spacecraft Encyclopedia. [Internetside].

Tilgængelig på: <http://claudelafleur.qc.ca/Spacecrafts-index.html>.
[Tilgået d. 18. marts 2015].

Liao, S., Dourmashkin, P., og Belcher, J. W., 2004. Introduction to Magnetic Fields, Massachusetts Institute of Technology.

Tilgængelig på: <http://web.mit.edu/viz/EM/visualizations/coursenotes/modules/guide08.pdf>.

Macmillan, S., 2004. Geophysics and Geochemistry - Earth's Magnetic Field, EOLSS.

Tilgængelig på: <http://www.eolss.net/ebooks/sample%20chapters/c01/e6-16-04-01.pdf>.

[Tilgået d. 25. maj 2015].

Maurer, R. H., Fraeman, M. E., Martin, M. N., og Roth, D. R., 2008. Harsh Environments: Space Radiation Environment, Effects, and Mitigation. *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 28 (1), ss. 17–29.

Microcom, 2015. *Launches 2015*, Satellite on the Net. [Internetside].

Tilgængelig på: <http://www.satelliteonthenet.co.uk/index.php/2015>.
[Tilgået d. 18. marts 2015].

- Minoli, D. *Satellite Systems Engineering in an IPv6 Environment*. CRC Press, 1. udgave, 2009. ISBN 1-4200-7868-2.
- Mitskevich, A. M., 2014. Launch Service Program, Program Level Dispenser and CubeSat Requirements Document, NASA.
Tilgængelig på: http://www.nasa.gov/pdf/627972main_LSP-REQ-317_01A.pdf.
- NASA, 2011. *Achiving and Maintaining Orbit*, Catalog of Earth Satellite Orbits. [Internetside].
Tilgængelig på: <http://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/page3.php>.
[Tilgået d. 18. marts 2015].
- NASA, 2013. *General Environmental Verification Standard, revision A*, National Aeronautics and Space Administration.
Tilgængelig på: <https://standards.nasa.gov/documents/detail/3315858>.
[Tilgået d. 19. marts 2015].
- ON Semiconductor, 2014. *BDX33B, BDX33C (NPN); BDX34B, BDX34C (PNP) Darlington Complementary Silicon Power Transistors, revision 14*, Semiconductor Components Industries, LLC.
- Pasco, 2008. *PASPORT Force Sensor PS-2104, Instruction Sheet, revision 012-07297E*, Pasco.
- Ploom, I., 2014. Analysis of variations in orbital parameters of CubeSats. Speciale, University of Tartu, Faculty of Science and Technology.
Tilgængelig på: <http://www.tuit.ut.ee/sites/default/files/tuit/arvutitehnika-thesis-msc-2014-ploom-indrek-text-20140528.pdf>.
- Pulido, C. L., 2015. Aerodynamic Lift and Drag Effects on the Orbital Lifetime Low Earth Orbit (LEO) Satellites, Department of Aerospace Engineering Sciences, University of Colorado Boulder. [Online].
Tilgængelig på: http://ccar.colorado.edu/asen5050/projects/projects_2012/pulido/research_project.pdf.
[Tilgået d. 18. marts 2015].
- Riebeek, H., 2009. *Catalog of Earth Satellite Orbits*, Earth Observatory, NASA. [Internetside]. (Opdateret d. 4. sep 2009).
Tilgængelig på: <http://earthobservatory.nasa.gov/Features/OrbitsCatalog/>.
[Tilgået d. 23. feb 2015].
- Sedra, A. S. og Smith, K. C. *Microelectronic Circuits*. Oxford University Press, New York, 5. udgave, 2004. ISBN 0-19-514252-7.

- Smith, D., 2004. *Helmholtz coils*, Embry-Riddle Aeronautical University, Prescott Arizona. [Online]. (Opdateret d. 17. august 2014).
Tilgængelig på: <http://physicsx.pr.erau.edu/HelmholtzCoils/>.
[Tilgået d. 7. april 2015].
- Stub, H. og Stub, H., 2014. En verden uden satellitter. *Videnskab.dk*. [Online].
Tilgængelig på: <http://videnskab.dk/blog/en-verden-uden-satellitter>.
[Tilgået d. 21. feb 2015].
- Texas Instruments, 2009. *TLE207x, TLE207xA EXCALIBUR LOW-NOISE HIGH-SPEED JFET-INPUT OPERATIONAL AMPLIFIERS, revision C*, Texas Instruments Incorporated.
- Thomsen, B., 2015. *Interview af Brian Thomsen fra AAUSatLab på Aalborg Universitet om CubeSats*, Aalborg. Udført af Mads Bangshaab, Thomas Ørnsted Götke og Niclas Hjorth Stjernholm d. 6. marts 2015.
- Voltmer, D. *Fundamentals of Electromagnetics 1: Internal Behavior of Lumped Elements*. Morgan & Claypool, 2007. ISBN 9781598291711.

Bilag A

Interviews

Til udarbejdelsen af problemanalysen er det blevet udført to interviews. Et med civilingeniør Rasmus Holst ansat hos GomSpace og et med kandidatstuderende Brian Thomsen fra AAUSatLab. Udover referaterne i dette bilag ligger begge interviews som lydfiler på den vedlagte CD.

A.1 Forskningsspørgsmål

- Hvorfor er CubeSats blevet populære?
- Hvordan er markedet for opsendelse af CubeSats?
- Hvilke specifikke udfordringer er der ved CubeSats i forhold til andre satellitter?
- Hvordan testes CubeSats på Jorden?

A.2 GomSpace

Spørgsmål til GomSpace

- Hvorfor har I valgt at fokusere på CubeSats?
- I hvilken branche er markedet for CubeSats størst?
- Hvor mange CubeSats producerer I nu, i forhold til for 5 år siden?
- Hvilke test laver I før opsendelse?
- Hvordan simulerer I rummiljøet?
- Er det de samme konstruktions- og teststandarder der anvendes til alle CubeSats?
- Hvilke mangler opleves ved de nuværende metoder at teste på / har I oplevet problemer, som ikke var mulige at teste for pt.?
- Hvad ser I som de største udfordringer ved attitudekontrol?
- Hvilke interessante alternativer er der til magnetorquers?
- Hvordan ser I anvendelsen af CubeSats udvikle sig?

Referat af interview med GomSpace

Der udføres et interview med en fuldtidsansat civilingeniør hos GomSpace, Rasmus Holst.

Interviewet starter indledningsvist med, at Rasmus fortæller om at han selv tidligere har været læst Elektronik og IT på Aalborg Universitet, og for nyligt blev færdig. Han arbejder nu på fuld tid i GomSpace og laver softwaren for kontrollsystemer, primært til CubeSats.

Der bliver spurgt, hvorfor de hos GomSpace har valgt at fokusere på CubeSats. Han fortæller, at GomSpace kun har fokus på CubeSats og moduler dertil. Hans begrundelse for dette er, at det er et område i stor udvikling. Det er i så stor udvikling fordi, det nu er blevet muligt at lave satellitter med samme funktion som de større, i mindre skala. Herefter spørges inden for hvilken branche at markedet er størst mht. CubeSats. Til dette forklares det, at de CubeSats de laver hos GomSpace oftest bliver anvendt til enten forsknings- eller offentlige projekter. De har dog også enkelte tilfælde i den private sektor, f.eks. et projekt i samarbejde med Google Lunar, hvortil de leverede nogle dele. Til spørgsmålet om hvor mange CubeSats der produceres hos GomSpace nu, frem for, for 5 år siden fortælles det, at markedet er eksploderet voldsomt. Det forklares med mandetallet, ved at de i 2013 var 9 mand, og nu er 35 i firmaet. De producerer omkring fem CubeSats om året.

For at være mere specifikke omkring CubeSats, spørges der ind til hvilke test en CubeSat vanligt bliver udsat for inden opsendelse, hvilket er en radiotest af kommunikationssystemet de selv udfører hos GomSpace. Ud over dette udføres der test i vakuum og termisk vakuum, for at se om satellitten kan holde til temperaturforskellene der er når den er i kredsløb. Endvidere udføres vibrationstest. Ud over dette testes systemet også ved hjælp af software simuleringer der er baseret på naturlove. For at få uddybet omkring hvorfor disse test udføres spørges der ind til om der er en konstruktions- og teststandard for alle CubeSats. Til dette forklares det, at standarden kan afhænge af "launch provider", alle de der sender satellitten i kredsløb. Et eksempel er ESA der stiller en mængde krav til CubeSaten før de er villige til at opsende den. De vil have dokumenterede beviser på at satellitten har kunnet klare de forskellige test den udsættes for. Det fortælles også at både ESA og NASA har "worst case" standarder, og hvis satellitten kan overholde disse, bør den kunne holde til at være i kredsløb. Det indskydes at der stilles et krav til at satellitten skal kunne holde til en vibrationstest på 10 g.

For at kredse ind omkring projektets emne, spørges der ind til hvilke mangler der opleves ved de nuværende metoder at teste på. Det forklares, at et problem der er svært at tage højde for, er det at satellitten selv kan forstyrre sensorer der er ombord på satellitten. Dette er fordi den selv er magnetisk og derfor har indvirkning på magnetometeret. Hver operation som CubeSaten udfører skaber et mindre magnetfelt, hvilket er kompliceret at modellere. Der findes en testfacilitet for dette i USA, men dette vil blive dyrt at gøre for hver satellit, så GomSpace kigger selv på at muliggøre disse test selv. Rasmus fortæller, at det er svært at teste magnetorquers,

da der kan være variationer i de magnetfelter de genererer. Ud over dette skal der også kompenseres i forhold til satellittens eget magnetfelt, da denne er konstrueret af et magnetisk materiale. Det påpeges dog, at den fuldstændige kalibrering og optimering ikke er kritisk før opsendelse, da parametrene kan justeres når satellitten er i operation. Dette giver også mulighed for at justere med faktisk data. Ud over dette vil der som udgangspunkt mangle en akse at aktuere på, da en af satellittens akser vil løbe parallelt med kredsløbsbanen. Man vil altså mangle en dimension. Der er ydermere store forstyrrelser fra Jorden grundet den lave afstand i LEO. Samtidigt er Jordens magnetfelt ikke uniformt, så der vil være flere steder under kredsløb hvor det ikke er muligt at aktuere. Der kan også opstå oscillationer, når satellitten bevæger sig mellem ”lommer” af magnetfelter.

Der spørges ind til hvilke alternativer der er til magnetorquers. Til dette foreslås momenthjul. Dette kan så være svært at bruge alene, derfor nævnes det at en kombination af magnetorquers og momenthjul vil være mere optimalt. Dette er fordi magnetorquers kan bruges alene, men forstyrres nemt, for så at eliminere problemet i disse forstyrrelse, kan momenthjul anvendes samtidig med.

Det bliver spurgt hvordan der ses på udviklingen i anvendelse af CubeSats, hvor til det påpeges at det inden for de seneste er eksploderet. Rasmus tror selv at det muligvis vil stilne hen, han er dog ikke sikker, da der også argumenteres for, at det også sagtens kunne fortsætte med at stige. I samme forbindelse bliver der spurgt om, hvad der primært bliver efterspurgt inden for attitudekontrol, om det er pointing, detumbling eller attitudekontrol. Hertil svares det, at dette varierer meget, og at det afhænger både af selskab og missionens budget. Det pointeres også at det afhænger meget af satellittens formål. Det er dog ofte enten bare detumbling eller høj præcisions pointing.

Til slut spørges der ind til anvendelse af CubeSats, hvor der fortælles at de ofte bruges til overvågning af fartøjer såsom skibe og fly, til test af forskningsprojekter og til billeder af Jorden. Ud over dette kan de også blive anvendt til kommunikationsnetværk såsom internet, vejrsatellitter. Det påpeges at flere af CubeSats er forskningprojekter.

Det indskydes til sidst, at de hos GomSpace også sælger mange subsystemer og undermoduler, og at de fik sendt egen satellit GOMX1 op i 2013.

A.3 AAUSAT

Spørgsmål til AAUSAT

- Hvad koster det at opsende en CubeSat og hvem sender den op for jer?
- Hvilke test laver I før opsendelse og hvor får I udført disse tests?
- Hvilke udfordringer er der med kommunikation og kontakten til CubeSat og hvorfor?
- Hvad ser I som de største udfordringer ved attitudekontrol?

- Hvad er de største udfordringer ved CubeSats?

Referat af interview med AAUSAT

Der er udført et interview med en studerende på AAU der arbejder på AAUSAT4 projektet og har skrevet sin bachelor i attitudekontrol ombord på en CubeSat.

Der bliver spurgt om hvad de hos AAUSat oplever som de største udfordringer ved CubeSats. Til dette svarer at der er en mangel på batterikapacitet, og at batterierne hurtigt bliver dænet ved dataoverførsel fra satellitten og ned til hovedcomputeren. Der er også et problem i magnetorquers idet der er en begrænset kraft i disse. Det pointeres også, at kredsløbsbanen er meget vigtig når man bruger Jordens magnetfelt til attitudekontrol. Det nævnes dog, at den største udfordring ligger i at teste satellitter ned på Jorden. Dette gælder hardware såvel som software, idet der er mange forstyrrelse der også kan ramme softwaren.

Der spørges herefter ind til hvad det koster for at opsende AAUSAT4 og hvem der sender den op. I dette specifikke tilfælde er det en mission der lavet af ESA, som også står for udgifterne i forbindelse med opsendelse.

Næste spørgsmål går ud på hvilke test der laves inden opsendelse og hvor det bliver gjort henne. Der er igennem organisationen Nanoracks opstillet en række krav til satellitten. Der er lavet flere batteritest for at se om spændingen ændrer sig over tid. Ud over dette laves der temperaturtest. Der er også opstillet krav til test af ESA som skal opfyldes før ESA vil sende satellitten op. Da satellitten skal sendes op til et bemanded fartøj er der flere sikkerhedskrav.

Der spørges til udfordringer med kommunikation og kontakt til CubeSat. Til dette sigeres det, at der kun er få minutters kontakt for hvert omløb, da der kun er en station at få kontakt med.

Til sidst indskydes det, at momenthjul ikke anvendes, da disse ikke kan stabilisere igen efter de er sat i gang.

Bilag B

Liste over opfyldelse af krav

Gennemgang af krav stillet til testbænken og satellitattrappen med henblik på om kravene opfyldes.

B.1 Opfyldelse af krav til testbænk

Spoler

1. *Spolerne i testbænken skal kunne lave et ensartet magnetfelt med en afvigelse på maksimum 7,3 % i hver akse.*

Jævnfør tabel 6.4 på side 59, danner spolerne et magnetfelt, med en maksimal afvigelse på 5,6 %, inden for den målte nøjagtighed.

2. *Der skal kunne danne et magnetfelt i hvilken som helst retning.*

Eftersom Helmholtzspolerne er placeret ortogonalt på hinanden, er det muligt at danne et magnetfelt i hvilken som helst retning.

3. *Der skal være plads til at montere et ophæng midt i spolernes magnetfelt.*

Der er i løbet af projektet konstrueret et ophæng, hvori der er plads til en 1 U CubeSat, der kan være i testbænken. Dermed er kravet opfyldt.

4. *Det skal være muligt at interagere med satellitten, mens den er placeret imellem spolerne.*

Testbænk og ophæng er begge konstrueret, således at det er muligt, at interagere med satellitten, selvom den befinner sig i testbænken.

5. *Det skal være muligt at kontrollere og måle magnetfeltet dannet af spolerne, ved hjælp af en controller.*

Der er blevet udviklet en controller, som formår at kontrollere og måle magnetfeltet dannet af spolerne, derfor er kravet opfyldt.

6. *Spolerne skal kunne levere et magnetfelt, der er i stand til at ophæve virkningen af Jordens magnetfelt midt i testbænken, og lave et modsatrettet magnetfelt af samme styrke som Jordens.*

Test i afsnit 6.2.2 viser at spolerne med controllere er i stand til at danne et magnetfelt med styrke nok til både at ophæve Jordens, men også skabe et tilsvarende, og derved emulere Jordens til enhver given position af en CubeSat.

Controller

1. *Controlleren skal kunne læse fra en sensor, der mäter magnetfeltets størrelse.*
Ved hjælp af et magnetometer der er tilsluttet mikrocontrolleren, er det muligt at måle magnetfeltets størrelse.
2. *Controlleren skal levere en passende mængde strøm til spolerne.*
Ved hjælp af designet af controllere og koden til mikrocontrolleren, er det muligt at levere op til 1 A til spolerne, hvilket er nok til at opfylde kravet om magnetfeltets størrelse.
3. *Controlleren skal til hver spole kunne levere en strøm, tilsvarende til spolens størrelse, så der kan dannes et magnetfelt af jævn styrke, i enhver given retning.*
Ved hjælp af de tre forskellige design af controllere og opsætningen i testbænken, kan hver controller levere en strøm der tilsvarer den respektive spoles størrelse og dermed danne et magnetfelt af jævn styrke.
4. *Magnetfeltets styrke skal kunne ændres.*
Det er muligt ved hjælp af kredsløbet, software og mikrocontroller at styre den strøm, der går gennem spolerne og derved ændre magnetfeltets styrke.
5. *Strømtilførslen til de forskellige spolepar skal kunne reguleres individuelt.*
Strømmen der løber igennem de tre controllere kan styres individuelt fra mikrocontrolleren, og derfor er det muligt at regulere strømtilførslen til de forskellige spolepar individuelt.
6. *Der skal kunne vurderes hvilke spolepar, der skal leveres strøm til.*
Der ikke udviklet software til at vurdere hvilke spoler der skal leveres strøm til. Dette krav er dermed ikke opfyldt.

Ophæng

1. *Ophænget skal kunne bære en masse på mindst 1,63 kg.*

Igennem test i afsnit 6.4.1, er det bevist at ophænget kan bære en masse på mindst 1,63 kg

2. *I ophænget skal der kunne monteres en 1 U CubeSat.*

Med en størrelse på 15 cm gange 15 cm har ophængets bundplade har plads til en 1 U CubeSat, og kravet kan derfor erklæres opfyldt.

3. *En CubeSat placeret i ophænget skal kunne rottere frit i tre akser.*

Ud fra tidsmæssige overvejelser, er det besluttet ikke at opfylde dette krav, i stedet kan der roteres frit i én akse.

4. *Ophænget må ikke have indvirkning på magnetfeltet, dannet i testbænken.*

Ophænget er igennem test i afsnit 6.4.2, vurderet til ikke at have nogen betydningsfuld indflydelse på magnetfeltet.

5. *Ophænget skal kunne afbalanceres i forhold til forskydning af CubeSatens vægt ved hjælp af vægtlodder.*

Ophænget er designet og konstrueret, så det er muligt at afbalancere en ujævn vægtfordeling med vægtlodder. Ingen test er blevet foretaget vægtlodder.

6. *Ophænget skal kunne monteres mellem testbænkens spoler, så det stadig har fri rotation.*

Ophænget kan monteres, så der er fri rotation, i den ene akse.

7. *Ophænget må ikke yde mere modstand end 51,88 nNm.*

Rotationsmodstanden i det konstruerede ophæng måles i afsnit 6.4.3. Det er observeret under test, at attrappen begyndte at dreje, så det vurderes at rotationsmodstanden er lavere end drejningsmomentet, men testen er ikke entydig nok, til at kravet kan konkluderes opfyldt.

B.2 Opfyldelse af krav til satellitattrap

1. *Satellitattrappen skal have samme dimensioner som en 1 U CubeSat.*

Attrappen er konstrueret efter dimensionerne på en 1 U CubeSat.

2. *Satellitattrappen skal have tre spoler, én i hver akse.*

Som beskrevet i afsnit 5.4 er der igennem flere designs udviklet en attrap der kan have tre spoler. Kravet er opfyldt.

3. *Satellitattrappen skal være i stand til at måle magnetfeltet fremstillet af testbænken.*

Kravet er ikke opfyldt. Det er ud fra tidsmæssige overvejelser valgt, ikke at opfylde dette krav.

4. *Det skal være muligt at kommunikere med satellitattrappen, mens den er placeret i testbænken.*

Der er afgrænset fra kravet, da den øgede kompleksitet blev vurderet til ikke at tilføje tilstrækkelig værdi.

5. *Spolerne i satellitattrappen må ikke have større strømforbrug end 135 mW.*

Det er i afsnit 6.5.2 udregnet, at én spole i satellitattrappen har et strømforbrug på 1086 mW. Dette opfylder ikke ydelseskravet, om et maksimum strømforbrug for spolerne på 135 mW. Projektet er afgrænset til ikke at viderebeskæftige sig med dette krav.

6. *Strømmen til spolerne skal kunne styres individuelt.*

Der er afgrænset fra at lave controller til attrappen, så kravet er ikke opfyldt, da spolerne styres med 9 V batterier, som leverer fast strøm.

7. *Det omkringliggende magnetfelt skal kunne måles med højest 7,3 % afvigelse.*

Attrappen er ikke i stand til at måle det omkringliggende magnetfelt.

Bilag C

Oversigt over indhold af CD

Vedlagt rapporten findes en CD med datablade på anvendte komponenter, forsøgsdata, kildekode og kredsløbsimulation. Nedenfor findes en oversigt over CD’ens mappestruktur og indhold.

