

«Mekanismer for småsatellitter»

UiT Campus Narvik
MAS-2780- 1 Hovedprosjekt B-MA



**Prosjektbeskrivelse – «Mekanismer
for småsatellitter»**
IVT, Institutt for Industriell Teknologi
Bachelor Maskin

Postboks 385
8501 Narvik

Telefon: 769 66 000

Tittel: Mekanismer for småsatellitter		Dato: 28.05.2021
Emnekode: MAS-2780- 1	Emnenavn: Hovedprosjekt B-MA	Antall Rapport sider: 61
Forfattere: Vidar Karlsen, Chris Alin Persson		Antall vedlegg sider: 94
		Totalt Antall sider: 155
		Gradering: åpen
Institutt: Industriell Teknologi	Studieretning: Bachelor Maskin	
Veileder: Pedersen, Dag Ravn		
Oppdragsgiver: Tom Stian Andersen og Anette Fossli Brustad		

Forord

Denne Bacheloroppgaven har gitt studentene en mulighet til å realisere ett design av komponenter til små satellitter. Gruppemedlemmene har utført ett litteraturstudie som har ledet til en produsert prototyp av utslagsmekanismer for antenne og solcellepaneler.

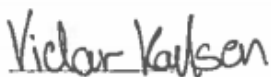
Rapporten er laget som en avslutning til faget MAS-2780, der det oppgis metodikk og en oversikt over hvordan gruppen har jobbet gjennom prosjektet. Det blitt brukt prosjektstyring som bakgrunn for å oppnå en ferdigstilt rapport.

Vi ønsker å gi en stor takk til veileder Dag Ravn Pedersen, ved UiT Narvik for god hjelp og veiledning gjennom prosjektets gang. Videre vil vi takke Lazar Sibul ved UiT Narvik, for god hjelp under produksjon av delene til prototyp. Vi ønsker også å takke oppdragsgiver Tom Stian Andersen og Annette Fosli Brustad ved UiT Narvik for en spennende oppgave. Til slutt vil vi takke Magnus Aanstad og Øyvind Søråas for veiledning gjennom prosjektets gang.

Narvik

27.05.2021

Vidar Karlsen



Chris Alin Persson



Sammendrag

Det ble klart i 2019 at Norge har lyst å satse på romvirksomhet, dette har ledet til at UiT campus Narvik har laget en oppgave før å øke Norsk kompetanse innenfor feltet.

Denne rapporten handler om design og teoristudier innenfor mekanismer for småsatellitter, der gruppen skal klare å produsere en prototyp av mekanismer for å utløse antenner og solceller på en liten satellitt. Det redegjøres for hvordan gruppen har jobbet og hvilke metoder gruppen har brukt for å oppnå ett resultat. Prototyp er designet og produsert i henhold til kravspesifikasjoner gitt av oppdragsgiver og gjeldende standarder.

Bachelorgruppen har jobbet med ett litteraturstudie der vi har utforsket eksisterende ingeniørløsninger på å utføre en trygg og effektiv aktivisering av solcelle og antenne systemer. Dette har vært en utfordrende oppgave da liten kunnskap om temaet innad i gruppen var lav.

Konklusjonen av hele oppgaven er at målene beskrevet i prosjektbeskrivelse er oppnådd med forbehold om at en av de planlagte aktivitetene for prosjektet ble avskrevet og fjernet. En prototyp har blitt produsert der mekanismer som ble designet har utført oppgaven som planlagt.

Innhold

Forord.....	2
Sammendrag	3
1. Innledning	9
1.1 Bakgrunn for oppgave.....	9
1.2 Mål og problemstilling.....	9
1.3 Avgrensninger og presiseringer	9
1.4 Begrepsforklaring	9
1.5 Etikk.....	9
2. Teoristudiet	10
2.1 Introduksjon til Cubesat	10
2.1.1 Oversikt.....	10
2.1.2 Hensikten med Cubesat.....	10
2.2 Poly Picosatelitte Orbital Deployer (P-POD)	10
2.2.1 Grensesnitt	10
2.2.2 P-POD oppdrag	11
2.2.3 Utskytning, og plassering i bane	11
2.4 Eksisterende antenne systemer.....	11
2.4.1 Omnidirectional skråstilt UHF antennesystem	12
2.4.2 ISISPACE cubesat Antenna system.....	13
2.4.3 Helios Deployable antenna	14
2.4.4. Deployable Ka-band mesh reflector antenna.	14
2.4.5 Reflektor antenne	15
2.4.6 Solcelle med torsjon hengsel.....	16
2.4.6.1 Thermal cut	16
2.4.6.2 Memory Shape Alloy	16
2.5 Dagens designløsninger	17
2.6 Materialer i verdensrommet	17
2.6.1 Spesifikk styrke og stivhet	17
2.6.2 Spennings korrosjon sprekk	18
2.6.3 Bearbeidende egenskaper.....	19
2.6.4 Kaldsveising.....	19
3. Spesifikasjoner.....	21
3.1 Krav spesifikasjoner.....	21
3.1.1 Krav satt av Oppdragsgiver.....	21
3.1.2 Krav satt av Standard	21
3.1.3 Krav satt av gruppen	21

4. Konseptutvikling.....	23
4.1 Mekanikk	23
4.1.1 Funksjoner.....	23
4.2. Antenne konsepter	23
4.2.1 Konsept 1: Hengsel med torsjons fjær	23
4.2.2 Konsept 2: Whip-Antenne	25
4.2.3 Konsept 3: Reflektor antenne.....	26
4.2.4 Konsept 4: Mesh reflector antenne	27
4.2.5 konsept 5: Helios deployable antenna.....	28
4.3 Solcelle konsepter	29
4.3.1 Fjærlastet hengsel.....	29
4.4 Fjærer	31
4.4.1 Tråddeler	31
4.4.2 Fjærtinder	32
4.4.3 Torsjons fjærer	32
4.4.4 Klokkefjærer	32
4.4.5 Drivfjær.....	33
4.5 Evaluering av de forskjellige konseptene	33
4.5.1 Evaluering av antenne konsepter	33
4.5.2 Valg av konsept.....	34
4.5.3 Valg av antenne konsept	34
4.5.4 Valg av solcelle konsept	34
4.5.5 Valg av fjærer	35
4.6 Elektronikk.....	35
4.6.1 Funksjoner og systemers forklaring.....	35
4.6.2 Prototype av det elektroniske system.....	35
4.6.3 Krets og kode	36
4.6.4 Temperatur i «Thermal cut» kablen	38
5. Design	41
5.1 Modellering i 3D.....	41
5.1.1 Hengsler som utslagsmekanisme for solcellepanel	41
5.1.2 Utslag for antenner.....	42
5.1.3 Låsemekanismer.....	44
5.2 Beregninger.....	44
5.3 Sammenstillingstegning.....	46
6. Produksjon og Prototyp.....	47
6.1 Maskinering av deler.....	47

6.2 Innkjøp av standard komponenter.....	49
6.3 Sammenstilling	49
6.4. Funksjonstesting	52
6.5 Evaluering.....	52
7. Diskusjon / refleksjon	54
7.1 Prosjekt styring	54
7.2 Prosjekt beskrivelse	54
7.3 Litteraturstudiet.....	54
7.4 Design	54
7.5 Materialvalg, beregninger og det elektriske system.....	55
7.6 Prototype.....	56
7.7 Testing.....	57
7.8 Utarbeide sluttrapport/ presentasjon	57
8. Konklusjon.....	57
9. Referanser	58
10. Vedlegg.....	60

Figur 1:Omnidirectional UHF antenna, GOMspace [3]	12
Figur 2:ISISPACE cubesat antenna [4]	13
Figur 3:Helios Deployable Antenna [5].....	14
Figur 4: Ka-band Mesh reflector antenne [6].....	14
Figur 5 Reflektor antenne [7].....	15
Figur 6 Solcelle hengsel, torsjon fjær [18].....	16
Figur 7 Forskjellige måter å pakke solceller på [18].....	16
Figur 8: Material egenskaper [8].....	18
Figur 9:Stress korrosjon sprekk [19].....	18
Figur 10 AAC data [20]	20
Figur 11 Utsnitt fra vedheft test fra datablad [20] også i Vedlegg: Vedhefts data.....	20
Figur 12:CAD konsept.....	23
Figur 13:Antenne konsept.....	23
Figur 14:festemekanisme	24
Figur 15:Cubesat 2U CAD konsept	24
Figur 16:Whip-antenne design.....	25
Figur 17: Whip antenne på cubesat.....	25
Figur 18 Whip-konsept	25
Figur 19Reflektor konsept	26
Figur 20:Reflektor Antenne	26
Figur 21Mesh konsept.....	27
Figur 22Mesh antenne.....	27
Figur 23 Helios antenna	28
Figur 24 Konsept tegning solcellehengsel	29

Figur 25 CAD konsept solcellepanel stowed Konsept tegning av hengsel.....	30
Figur 26 CAD konsept deployed	30
Figur 27:Tråddel [10].....	31
Figur 28:Fjærtinder [10]	32
Figur 29:Torsjons fjær [10].....	32
Figur 30:Klokkefjær [10].....	32
Figur 31:Driv fjær [10]	33
Figur 32 Konsept Navn.....	34
Figur 33 Hoved kretsen.....	36
Figur 34 Liten del av kode	37
Figur 35 Krets med servo:.....	38
Figur 36 Formelverk til excell	40
Figur 37 Tabell med temp og tid.....	40
Figur 38: Hengsel før	41
Figur 39 Hengsel etter.....	41
Figur 40(til høyre) Solcelle hengsel deployed	42
Figur 41 Hengsel Assembly	42
Figur 42 Tidlig design av antenne feste	42
Figur 43(til høyre) Endelig design av antennefeste	42
Figur 44(til høyre) Endelig design på antennefestet på fjæren	43
Figur 45 Tidlig design av antenne festet på fjæren	43
Figur 46 Antenne deployed.....	43
Figur 47 Antenne Stowed	43
Figur 48 CAD tegning av lås og therma lcut	44
Figur 49 Utregninger for fjærstyrke.....	44
Figur 50 Verifisering av fjærstyrke.....	45
Figur 51 Sammenstillings tegning	46
Figur 52 Bill of materials.....	46
Figur 54 Stang til Hengsel	47
Figur 55 Solcelle hengsel base.....	47
Figur 56 Hengsel som solcellepanel skal festes i.....	48
Figur 57 Antennens oppkoblings punkt	48
Figur 58 Feste til flatfjær for antenner	48
Figur 59 hån dreid torsjonsfjær	49
Figur 60 M2 skruer og mutter	49
Figur 61 1:1 skala av cubesat2U til tørk etter lakk	49
Figur 62 Montert prototyp av antenne mekanisme	50
Figur 63 Prototyp i stowed posisjon, antenner.....	50
Figur 64 Viser solcelle hengsel i stowed posisjon	51

Tabell 1 Ønske/krav tabell	22
Tabell 2. Fordel/ulemper Omnidirectional.....	24
Tabell 3 Fordel/Ulemper Whip	25
Tabell 4 Fordel/ulemper Reflektor.....	26
Tabell 5 Fordel/Ulemper Mesh.....	27
Tabell 6 Fordeler/ulemper Helios	28
Tabell 7 Fordel/Ulemper Solceller.....	31
Tabell 8 Risiko tabell	33
Tabell 9 Graderingstabell.....	34
Tabell 10 Kravspesifikasjoner i forhold til levert prototyp.....	53

1. Innledning

1.1 Bakgrunn for oppgave

I «Melding til stortinget 2019-2020 Høytflyvende satellitter – jordnære formål» er det gjort klart at Norge har lyst å satse på romvirksomhet. Dette har blitt eksemplifisert med at Andøya raketttskytefelt fikk innvalgt 365 millioner kroner til utviding av sine oppskytningsmuligheter til å innefatte plassering av småsatellitter i lavbane. Dette åpner opp for spennende muligheter for både utdanningssektoren og det kommersielle markedet i Norge. Ved Norges Arktiske Universitet i Narvik så er det nylig startet et studentsatellittprosjekt der målet er å bygge småsatellitter til bruk i utdanningssektoren. Campus Narvik har lang erfaring med satellittbygging fra NCUBE I&II og HiNCube og er nå klar til å gå over i en ny fase. Et satellittprosjekt krever mye planlegging og ikke minst eksperimentering for å komme fram til gode ingeniørløsninger til de problemstillingen som framkommer i et slik prosjekt. I denne hovedoppgaven skal studentene utforske mulige ingeniørløsninger til vesentlige problemstillinger innenfor teamet «Space Mechanisms»

1.2 Mål og problemstilling

Formålet med denne oppgaven er som følger:

- Litteraturstudie av etablerte metoder for mekanismer på småsatellitter
- Prototype utslagsmekanisme for UHF og VHF antenner.
- Prototype utslagsmekanisme for solcellepaneler.
- Implementering av elektrisk styring av utslagsmekanismene

1.3 Avgrensninger og presiseringer

Gruppen vil imøtekomme alle krav som er satt av arbeidsgiver og standarder, og at oppdragsgiver er fornøyd med levert prototyp. Gruppen har til rådighet 1160 timer på hele prosjektet.

Prosjektet har endelig tidsfrist den 28.05.2021

1.4 Begrepsforklaring

- P-POD: (Poly Picosatellite Orbital Deployer) er det som huser Cubesat under oppskytning.
- Cubesat: en 10x10x10 kubeformet mini satellitt, der 1U er en av disse kubene, en 2U som vi skal designe for har 10x10x20 i form og er bare to satellitter på hverandre
- SADA: Solar Array Drive Assembly
- Thermal cut/ Thermal Knife: er en resistor vi kan bruke til å brenne en tråd eller plastfilm
- Stowed: henviser til antenne eller solcelle når de er fastlåst til siden av satellitten
- Deployed: henviser til antenne eller solcelle når utslag er utført.
- Payload: Det som blir fraktet opp i bane, i vårt tilfelle satellitten.
- Memory Shape Alloy: Er en metal sammensetting som kan formes til bestemte former, der man kan endre formen tilbake til original konfigurasjon ved å tilføre varme.

1.5 Etikk

Gruppen har hatt et stort fokus på etikk, hvor det har vært viktig for oss å dokumentere alle referanser og sitater slik at vi ikke stjeler andres arbeids og utgir dette for å være vårt.

2. Teoristudiet

2.1 Introduksjon til Cubesat

2.1.1 Oversikt

Cubesat prosjektet Startet i 1999, prosjektet begynte som en kollaborasjon mellom Prof. Jordi Puig-Suari hos California Polytechnic State University (Cal Poly), San Luis Obispo, og Prof. Bob Twiggs hos Stanford University's Space systems Development Laboratory (SSDL). Meningen med prosjektet var å utvikle et standardisert design for Pico satellitter for å redusere kostnader, utviklings tid, øke tilgangen til verdensrommet og øke hyppigheten man kan sende satellitter. For øyeblikket er det over 100 universiteter, videregående skoler, og private firma som utvikler Pico satellitter med vitenskapelig, private, og statlige payloads. En Cubesat er en 10 cm kube, med en masse inntil 1.33 Kg. [\[1\]](#)[\[2\]](#)

2.1.2 Hensikten med Cubesat

Hensikten med cubesat programmet er å gi tilgang til verdensrommet for små payloads. Hvor ansvaret til utvikler av P-POD er å sikre Cubesat, beskytte oppskytnings fartøyet, primær lasten og andre cubesats. Cubesat utviklere må ha en aktiv rolle for å sikre suksessen og sikkerheten til cubesat oppdraget. Det er derfor viktig med god ingeniørskikk, testing og verifikasjon av systemene. Feil på cubesat, P-POD-en eller grensesnittets maskinvare kan skade oppskytnings fartøyet, primær lasten eller sette hele cubesat programmet i fare. Som del av Cubesat samfunnet har vi et ansvar for å sikre funksjonaliteten til de systemene vi vil designe, og at de møter alle kravene satt i dokumentet «Cubesat Design specification (CDS) Rev 13» [\[1\]](#)[\[2\]](#)

2.2 Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD)

2.2.1 Grensesnitt

Poly picosatellite orbital deployer, eller en P-POD er Cal Poly's standardiserte distribusjonssystem. P-POD-en har kapasitet til å laste tre standard cubesats og virke som grensesnittet mellom cubesats og oppskytningsfartøyet. P-POD-en er en rektangulær boks, som har en dør med en fjær mekanisme. Når utslagsmekanismen fra P-POD-en blir aktivert av et signal sendt fra oppskytningsfartøyet, vil det aktiveres flere torsjons fjærer ved dør hengslene som åpner døren som gjør at cubesats blir distribuert ved hjelp av en hoved fjær som sklir på skinnene til P-POD-en. P-POD-en er konstruert i et anodisert aluminium. Cubesats vil skli på flere skinner når de blir distribuert til sin rette bane. Cubesat skal være kompatibel med P-POD for å sikre sikkerheten og suksessen til oppdraget ved å møte kravene satt i «Cubesat Design specification (CDS) Rev 13» [\[1\]](#)[\[2\]](#)

2.2.2 P-POD oppdrag

Det primære ansvaret hos Cal Poly, som utvikler av P-POD, er at Cubesats, Utskytnings fartøyet, den primære lasten og eventuelle andre laster skal være trygg og sikker. P-POD er designet slik at det skal være et standardisert grensesnitt mellom Cubesat og P-POD [\[1\]](#)[\[2\]](#)

2.2.3 Utskytning, og plassering i bane

Når satellitten forlater jorden i sin P-POD, og er kommet til sin riktige posisjon, vil satellitten bli skutt ut/ forlate P-PODen. I det øyeblikket satellitten blir skutt ut av P-PODen, starter det en tid tagging på 15 minutter. Når tid taggingen er ferdig etter 15 minutter, skal antennene og solcellene slås ut fra lukket til åpen posisjon.

2.4 Eksisterende antenne systemer

Gruppen har sett at det finnes mange forskjellige typer antenne systemer, hvor vi har sett på de forskjellige bruksområdene, størrelse, og kompleksiteten til antennene, for å finne den rette utslagsmekanismen til oppgaven vår.

2.4.1 Omnidirectional skråstilt UHF antennesystem

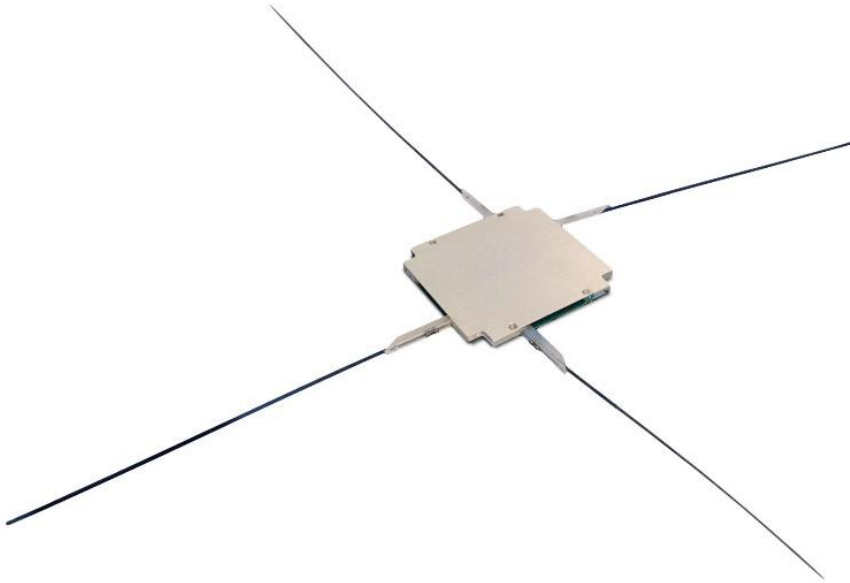


Figur 1: Omnidirectional UHF antenna, GOMspace [3]

Turnstile-antenne består av fire monopol-antenner kombinert i et fasevisende nettverk for å danne en enkelt sirkulær polarisert antenne. Antennemønsteret er nesten retningsbestemt, og det er ingen blind soner som kan forårsake falming med signalet.

Antennene er kompatible med andre leverandørstrukturer og kan monteres på toppen eller bunnen av nanosatellitten. Antennens kretskort er designet for å være minst hindrende for topp- eller bunn montert nyttelast eller paneler. Den har en lav profil som gjør at et solcellepanel kan monteres på toppen, og et hull med stor diameter i midten for en kameralinse eller lignende. [3]

2.4.2 ISISPACE cubesat Antenna system



Figur 2: ISISPACE cubesat antenna [4]

ISISPACE Cubesat antenne system 1U / 3U inneholder opptil fire båndfjæranter med en lengde på opptil 55 cm. Distribusjonssystemet er avhengig av en termisk kniv som består av en ledning og to overfløydige varmeelementer per tape.

Avhengig av konfigurasjonen kan en eller to radioer i cubesat koble seg til antennesystemet ved hjelp av miniatyr RF-kontakter. Overflaten på antennesystemet har plass til et solcellepanel med to solceller, og det kan tilpasses for å få plass til sensorer eller andre systemer for å stikke ut mot utsiden, f.eks. kameraåpninger.

Antennen er kompatibel med alle UHF- og eller VHF-radiosystemer. Det kan monteres på alle cubesat-strukturer som opprettholder cubesat standard. [\[4\]](#)

2.4.3 Helios Deployable antenna

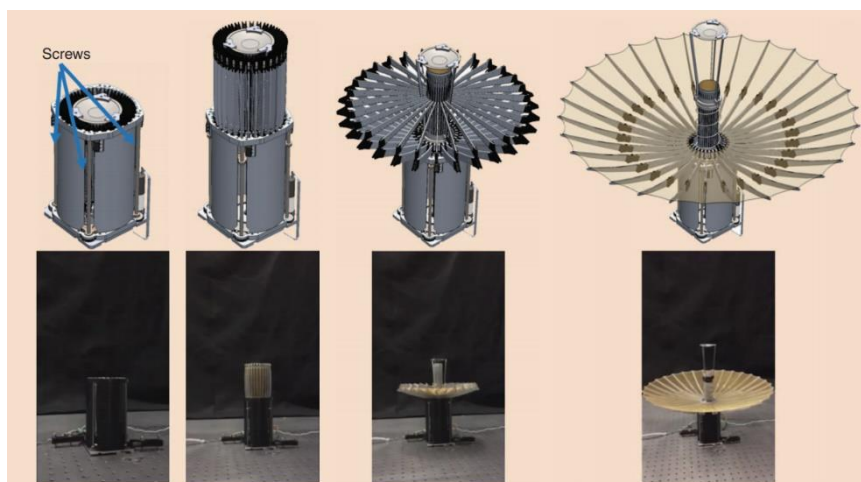


Helios Deployable antenna kan bli tilpasset til å operer fra 400Mhz til 3000 Mhz. Helios antennen er blitt laget med «memory shape alloy» utslagsmekanisme, slik at den eliminerer nødvendigheten for et «thermal cut»-system, eller andre mekaniske utslagssystemer.

Antennens mønster kan bli ordnet slik at den blir enten høyre vendt eller venstre vendt polarisering, noe som gir den en unik fordel over andre, liner polariserte antenner. Den vil ta litt under halvparten av plassen til en 1U cubesat. Noe som gjør denne antenne egnet til små satellitter. [\[5\]](#)

Figur 3: Helios Deployable Antenna [\[5\]](#)

2.4.4. Deployable Ka-band mesh reflector antenna.

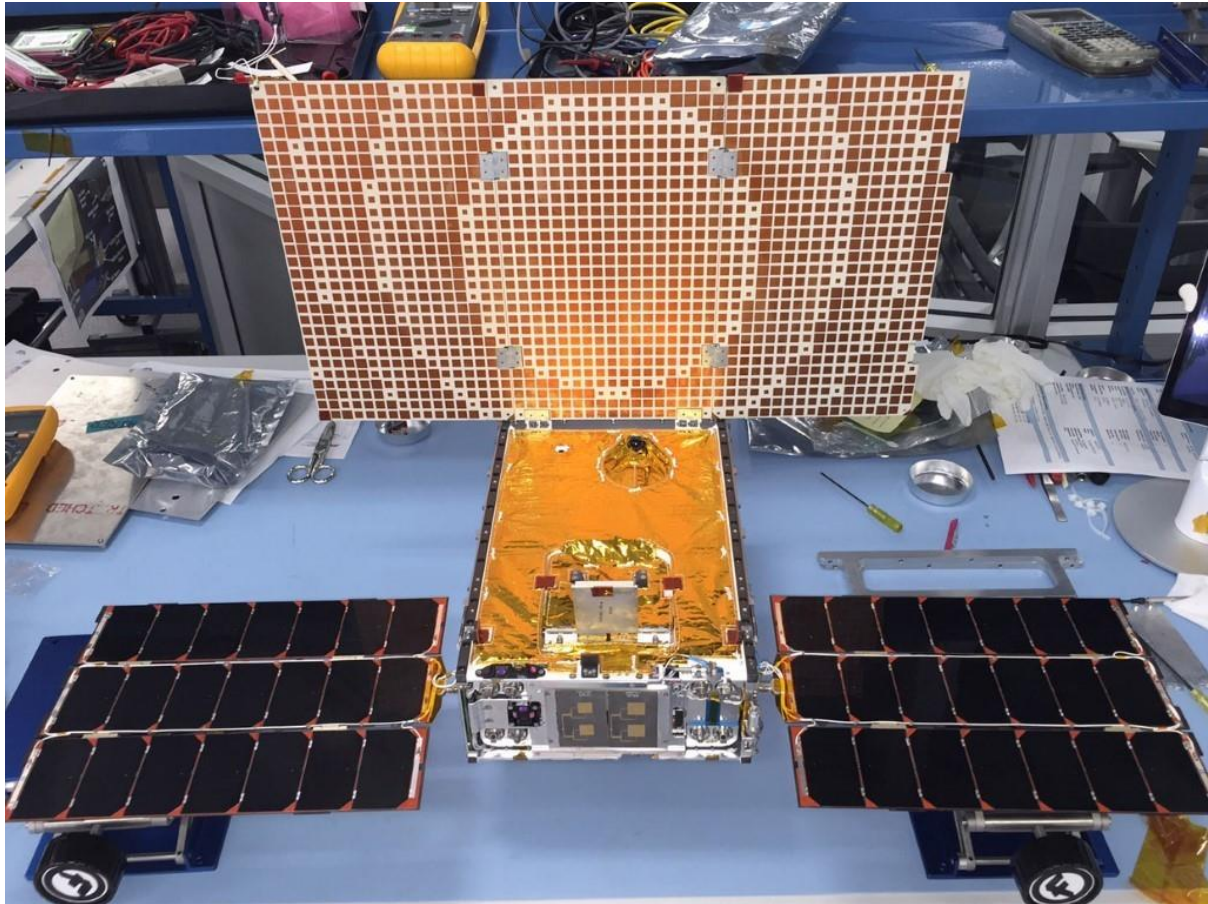


Figur 4: Ka-band Mesh reflector antenne [\[6\]](#)

Reflektoren er konstruert med bruk av 30 ribber, som gjør at det ikke er en 100% parabolisk overflate.

Selv om ribbene har perfekt parabolisk form, vil ikke nettingen som er imellom ribbene være parabolisk, de vil være flate. Dette vil ha en effekt slik at fokus punktet til parabolen, blir et fokus region. Det maksimale antall ribber er limitert av volumet av lagringsplassen. [\[6\]](#)

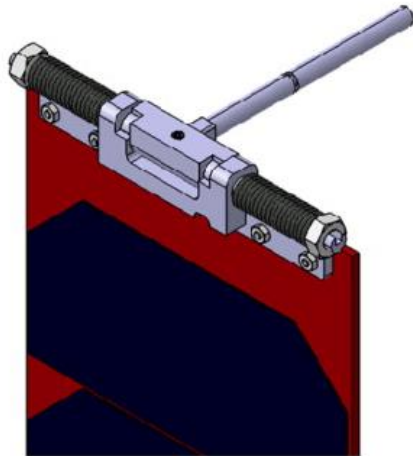
2.4.5 Reflektor antenne



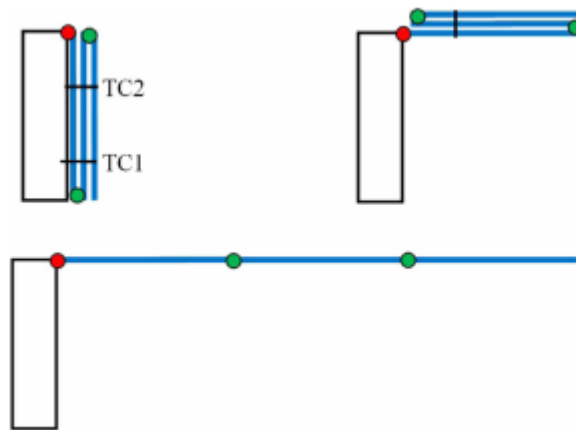
Figur 5 Reflektor antenne [7].

Dette systemet for antenne bruker ett stort reflektor panel, noe likt en parabol. Her kan man bruke samme type deployment for reflektorpaneler som man bruker på solcelle paneler. Det ville blitt pakket likt og utløst ved bruk av samme konsept. Her ville reflektorpanelet ligge over selve antennen når det ligger sammenpakket, der torsjons fjærer ville løftet panelet fra cubesat til en 90 graders vinkel fra langsiden, for at en ny torsjonsfjær ville hevet en liten mottaker for å motta de forsterkede signalene fra reflektorpanelet.

2.4.6 Solcelle med torsjon hengsel



Figur 6 Solcelle hengsel, torsjon fjær [18]



Figur 7 Forskjellige måter å pakke solceller på [18]

Under litteraturstudiet har gruppen sett på å pakke solcellepaneler dem slik at vi ved hjelp av fjærlastede hengsler kan slå ut solceller til en deployed konfigurasjon, vist i figur 6 og 7. Ett slikt system vil også være mulig å tilpasse en SADA slik at solcellene kan vinkles etter solen basert på hvor satellitten befinner seg i banen.

2.4.6.1 Thermal cut

Thermal cut er et ofte brukt alternativ for å utløse både antenne og solcelle. Et slikt system bruker en elektrisk resistor for å brenne over en tynn nylontråd, slik at systemet blir utslått. Denne løsningen er en godt utprøvd metode og blir brukt i både store og små satellitter.

2.4.6.2 Memory Shape Alloy

Gruppen har også sett på andre måter enn thermal cut for å frigjøre antenne og solceller. Noe som virker veldig interessant er memory alloy, der vi ville hatt metal bøyd over klamper, og ved å varme opp metallet ville det gått tilbake til en posisjon som ikke holder fast solceller/antenne. Dette kan brukes i stedet for en fjær til drivkraften bak solcelle deployment.

2.5 Dagens designløsninger

Alle systemene som vi har sett på har både positive og negative kvaliteter ved sitt design, hvor de forskjellige aktørene prøver å balansere disse egenskapene, hvor vidt det skal ha signal om ikke utslags systemet fungerer satt opp mot sikkerhet under transport for eksempel.

Dette gjør at alle systemene er forskjellige, og har forskjellige bruksområder.

Mange design som er blitt utforsket viser seg å ta mye plass, hvor antenne systemet tar opp store andeler av den allokert plass i cubesat, noe som kan være problematisk om den generelle plassen som er tilgjengelig er liten.

Enkelte systemer har veldig mange kritiske festepunkter, se Antenne fra GOMspace (fig.3) omnidirectional UHF antenne. Hvor den har 4 antennefeste punkter, hvor hvert av de festepunktene er et mulig svakt punkt i dens design.

Enkelte design er lukkede design slik som ISISPACE cubesat antenne(figur.4), eller helios antenne(figur.5), disse type design kan være problematisk om utslagssystemet ikke fungerer som det skal, og/eller ikke blir slått ut. Hvis dette skulle forekomme vil det være lite til ingen signal i antennen som vil være katastrofalt for oppdraget til satellitten.

2.6 Materialer i verdensrommet

For å velge de beste materialene til dette prosjektet, er det viktig å vite egenskapene de forskjellige typer material som har blitt brukt tidligere og hvilke fordeler og ulemper de måtte ha

Faktorer under valg av material

- Spesifikk Styrke
- Spesifikk stivhet
- Motstand mot stresskorrosjon
- Brudd og utmattelsesmotstand
- Termisk ekspansjonskoeffisient og ledningsevne
- Enkel produksjon

[8]

2.6.1 Spesifikk styrke og stivhet

En elementær sammenligning av materialer kan bli gjort ved hjelp av dens strekkgrense (det påkjente spenningen som vil gjøre en permanent deformasjon av materialet når lasten er blitt fjernet. Verdier for noen ofte brukte lettevekts materialer er gitt i tabellen under.

MATERIAL SELECTION 8.3

Table 8.1 Sample materials properties

C. R. corrosion resistance S. C. C. stress corrosion cracking		Caution: There is considerable variation of the properties of materials according to conditions (ageing, temper, form and structure orientation). Consult manufacturers' data									
	Density (kg/m ³)	Young's modulus E (GPa)	Yield strength f (MPa)	Selection criteria				Thermal expansion (μm/m K ⁻¹)	Fracture toughness (MPa m)	Fatigue strength (MPa)	Comment
				E/ρ	E ^{1/2} /ρ	E ^{1/3} /ρ	f _y /ρ				
<i>Aluminium alloy</i>											
6061 T6	2700	68	276	24	2.9	1.5	98.6	23.6	186	97	Good C.R.
7075 T6	2800	71	503	26	3.1	1.5	186.3	23.4	24	159	Prone to SSC in T6 Form
<i>Magnesium alloy</i>											
A2 31B	1700	45	220	26	3.9	2.1	129.4	26			Prone to SCC
ZK 60 A.T5 extrn	1700	45	234	26	3.9	2.1	137.6	26			
<i>Titanium alloys</i>											
Ti-6Al-4V (annealed)	4400	110	825	25	2.4	1.1	187.5	9	75	500	
(solution treated and aged)			1035						42	690	
<i>Beryllium alloys</i>											
S 65 A	2000	304	207	151	8.7	3.4	103.5	11.5			Hot pressed sheet
SR 200 E			345								
<i>Ferrous alloys</i>											
INVAR		150	275/415					1.66			Low expansion
Stainless steel											Ferromagnetic
AM 350 (SCT850)	7700	200	1034	26	1.84	0.8	134.3	11.9	40/60	550	
304L Ann	7800	193	170	25	1.8	0.7	21.8	17.2			
<i>Composites</i>											
KEVLAR 49 0°	1380	76*	1379 [†]	55	6.3	3.1	999.3	-4			Austenitic
(Aramid fibre) 90°	1380	5.5	29.6	4	1.7	1.3	21.4	57			Structure members
Graphite epoxy sheets (unidirectional)	1620	282	586	174	10.4	4.0	361.7	-11.7 (Longitudinal)			Pressure vessels
GY70/934								29.7 (Transverse)			Rocket casings
Column ref. (see text)	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	Sheet

*Tensile modulus

[†]Tensile strength

257

*Tensile modulus
†Tensile strength

MATERIAL SELECTION 83

257

Figur 8: Material egenskaper [8]

For metaller kommer titan veldig godt ut når styrke er det dominante kriteriet i forhold til vekt, dette gjelder på plasser som hengsler og andre plasser hvor det er konsentrert lokal last. For alle andre applikasjoner av lettvekts struktur, så er styrke beregnet etter knekking. De materiale egenskapene som determinerer knekking av en slank stav er dens stivhet. [8]

2.6.2 Spennings korrosjon sprekk



Figur 9: Stress korrosjon sprekk [19]

Stress korrosjon sprekk eller Stress corrosion cracking (SCC) kan utvikles i jorden atmosfære, når det er utsatt for et korrosivt miljø og fuktighet når materialet har en ved varig strekkbelastning, særlig i den korte tverrgående kornretning. Strekkbelastning kan eksistere selv under lagring, dette kan være på grunn av vekt, gjenværende stress i materialet, eventuelt de felles monterings forbelastninger som er gjort, for eksempel å feste antennene til satellitten. Den potensielle effekten av feil som kommer av stress som er

lavere enn de man normal kan si er trygt for materialet. ESAs design-retningslinjer påpeker at det

korrosive miljøet trenger ikke være alvorlig eller stort, og at mekanismer som er ødelagt ikke trenger å ha noen visuelle skader fra korrosjon, retningslinjene gir også gode kvalitativ rangering av de mest brukte metaller med God, middels eller dårlig resistans mot SCC. [8]

2.6.3 Bearbeidende egenskaper

Noen materialer presenterer individuelle problemer under produksjon av komponenter. For eksempel, noen former av beryllium og dens skjærveske som brukes, utgjør problemer med giftige materialer, som utelukker sene modifikasjoner i upassende fasiliteter. Det er ikke uvanlig for ekstra monteringspunkter eller kabelløp i de seneste stadiene i integrasjon av komponenter. [8]

2.6.4 Kaldsveising

Kaldsveising er et materialfenomen som skjer hvis 2 rene, flate deler av likt metal kommer i kontakt i vakuum. Grunnen til denne uventede oppførselen er at når atomer fra en metal bit slik som for eksempel kopper. Når kopper biten kommer i kontakt med en annen kopper bit, så vet ikke atomene at de er 2 forskjellige kopper biter, kopper atomet er det samme i begge kopper bitene, og det skjer fusjon av bitene. Når det er andre atomer innblandet, slik som et oksid lag, fett eller andre mere kompliserte tynne lag med urenheter, vil kopper atomene vite at de ikke er samme del.

Det er mange måter å løse dette problemet på slik som

- Material valg

Kontakt overflaten kan være laget av ulike material som ikke kald sveises, eller material med lav vedheft ved kontakt (forskjellige material). Aerospace & advanced composites (AAC) har publisert en «Cold Weld Database» som har listet material kombinasjoner og deres vedheft i 4 kategorier.

- Overflate belegg

De utvalgte materialene kan være overflate behandlet med (maling, anodisert, oksidert, kjemisk film) for å redusere vedheften, beleggets effektivitet kan bli redusert ved «fretting and impact damage»

- Redusere avhengigheten av aktuatoren

Med å redusere antall deler som kan bevege seg, og overflater utsatt for «fretting damage»

- sikre den passive strukturen

Ved å låse fast alle passive deler (hengsel, antenne, låser, festemekanismer, og mer) er for å forhindre slipende partikkelforurensninger skal finne vei mellom bevegelige komponenter.

- renslighet

redusere partikkel og molekyl forurensning av de monterte delene for å redusere vedheft, slitasje og korrosjon av overflatebehandlet material. Forsegling, spyling eller rensing av miljøet med inerte gasser eller bruke væsker som kan brukes før utskytning, og i noen tilfeller, under oppskytning

- Smøring

Smøring kan brukes for å redusere friksjon, slitasje og vedheft

- Redusere kontakt overflaten

Enten ved å øke avstanden mellom kontaktoverflaten, redusere kontaktoverflaten, eventuelt bruke ikke-polerte overflater med lav kontaktflate der det er mulig

- redusere eksponering til miljøet

Termisk isolerte deler utsatt for en termisk syklus, skjermer mot mikrometeoritter, strålingsskader, stråleindusert utslipp, elektrostatisk ladning, og kjemisk interaksjon som kan være nedbrytende eller skadende for belegget, eller introdusere forurensninger og eksponere metal som er utsatt for kaldsveising [9]

Symbol	Adhesion force [mN]		Comment to adhesion
	lower limit	upper limit	
	0	200	No or negligible adhesion, noise of test
	201	500	Small measureable adhesion
	501	5000	Strong adhesion
	5001	higher	Severe adhesion

Figur 10 AAC data [20]

som jobbe tett med ESA (European space agency) hvor AAC har produsert en kaldsveis datablad hvor de sammenligner noen forskjellige typer material opp mot hverandre for kaldsveising. Figur. X viser hvordan graderingen av dataen, hvor symbolene representerer hvor stor/liten vedheft de forskjellige material vil ha

Når gruppen oppdaget at dette kunne bli et problem for våre mekanismer, spesielt hengselen vår, ble det gjort undersøkelser om hvordan dette problemet kunne løses. Gruppen kontaktet da AAC (Aerospace & advanced composites) som er et firma

AG/MOS2 NO COATING	AL AA2219 KERONITE 2ND 40M	AL AA7075 NO COATING	AL AA7075 HARD ANODIZED	BRONZE LB9 NO COATING	INCONEL 718 NO COATING	STEEL SS 15-5 PH NO COATING	STEEL SS 17-4 NO COATING	STEEL SS17-7 PH NO COATING	STEEL SS17-7 PH TIC	STEEL AISI 52100 NO COATING	STEEL AISI 316L NO COATING	STEEL AISI 440C NO COATING	TI 6AL4V NO COATING	TI IMI 318 NO COATING
Ag10Cu no coating														
AI AA2219 Keronite 2- 40μ (AR)														
AI AA2219 Keronite2- 40μ (TC)														
AI AA2219 Keronite3- 17μ (AR/TC)														

Figur 11 Utsnitt fra vedheft test fra datablad [20] også i Vedlegg: Vedhefts data

Figur. 7 viser et lite snitt av dataen fra AAC databald hvordan dataen blir representert med symboler for å vise hvor god vedheft de har i forhold til hverandre. På dette utdraget kan vi se at AL AA2219 (kaeronite2- 40μ (TC) og STEEL ALSI 52100 NO COATING har (No or negliable adhesion, noise of test) se figur 8. noe som vil si den har veldig liten vedheft, som er ønskelig hvis du ikke vil at det skal kaldsveises i verdensrommet.

Det vises også at Ag10c no couating mot AG/MO S2 NO COATING har en (strong adhesion) noe som ikke er ønskelig.

Gruppen har sett på på alle de mulige materialkombinasjonene fra dette databladet, og valgt å fokusere på de om har Ingen til neglesjerbar vedheft (No or negligible adhesion, noise test) fra fig 8. Dette gjør at gruppen har et godt utvalg for material som det er mulighet å bruke.

3. Spesifikasjoner

3.1 Krav spesifikasjoner

Det er mange krav som er satt av standarder [1] som må følges under hele prosjektet, dette er for å sikre at produktets kvalitet, sikkerhet under transport, sikkerhet under utskytning av P-POD, og funksjonaliteten til satellitten.

3.1.1 Krav satt av Oppdragsgiver

Etter møte med arbeidsgiver fikk vi ett krav om at mekanismene skulle utføre deployment 15 minutter etter den har forlatt P-POD, det er også ett krav om at det skal være klart om mekanismene har slått seg ut. Det kom også ett ønske om testing av systemet om tilstrekkelig tid.

3.1.2 Krav satt av Standard

I Cubesat standard [1] kommer det fram noen viktige krav til designet, der det viktigste kravet er hvor mye plass av utsiden på Cubesat mekanismen kan bruke. Mekanismen kan ikke overstige 6.5mm i noen retning av satellitten under transport i P-POD

3.1.3 Krav satt av gruppen

Kvaliteten må være såpass bra at mekanismene vil slå seg ut når de skal, og at mekanisme ikke slår seg ut uventet.

Produktet skal være så lett som mulig, og mekanismene må være sterk nok til å tåle påkjenningen av å være i verdensrommet, samt vibrasjoner som forekommer under oppskytning. I tabell 1 har gruppen laget en liste over kritiske elementer angående designet.

Kategori	Under-kategori	Spesifikasjoner	Foreslått komponent	Ønske/Krav
Struktur	Dimensjoner	Mekanisme må følge cubesat standard dimensjoner	83 mm diameter	Krav
		Mekanisme kan ha max høyde fra normalen til sidene på cubesat	6.5 mm	Krav
	Masse	Vekten totalt på Cubesat 2U skal ikke overstige 2.66kg	120g	Ønske
	Konstruksjon	Mekanisme skal ha minimal innvirkning på Cubesat		Ønske
	Material	Må tåle spenninger/temperaturer og møte Cubesat standard	Aluminium 6061-T6/7071	Krav
Funksjoner		Mekanisme skal slå ut kun etter 15min fra deployment fra fra P-POD	Timer som starter når cubesat forlater P-POD	Krav
		Mekanisme må ha tilgang til strøm for å utføre deployment	Anslått 10w	Krav

		P-Pod kan ikke brukes til å holde på plass antenne og solceller i transit	Mekanisme skal være begrenset av Cubesat	Krav
		Passer til 1U,2U og 3U Cubesat		Ønske
Styrke	Krefter	Mekanisme må tåle vibrasjoner mellom 20-2000Hz		Krav
		Mekanisme må minimum tåle å bli utsatt for 3 G		Krav
		Mekanisme må tåle temperaturer ned til -120 grader og opp til 150 grader celsius		Krav

Tabell 1 Ønske/krav tabell

4. Konseptutvikling

Under konseptutviklingen har gruppen sett på flere måter å utføre et utslag av både solcellepaneler og antenner, og har da laget en graderingstabell der det har blitt vektlagt enkelte kriterier basert på det utførte litteraturstudiet vårt, samt krav fra oppdragsgiver og Cubesat standard.

4.1 Mekanikk

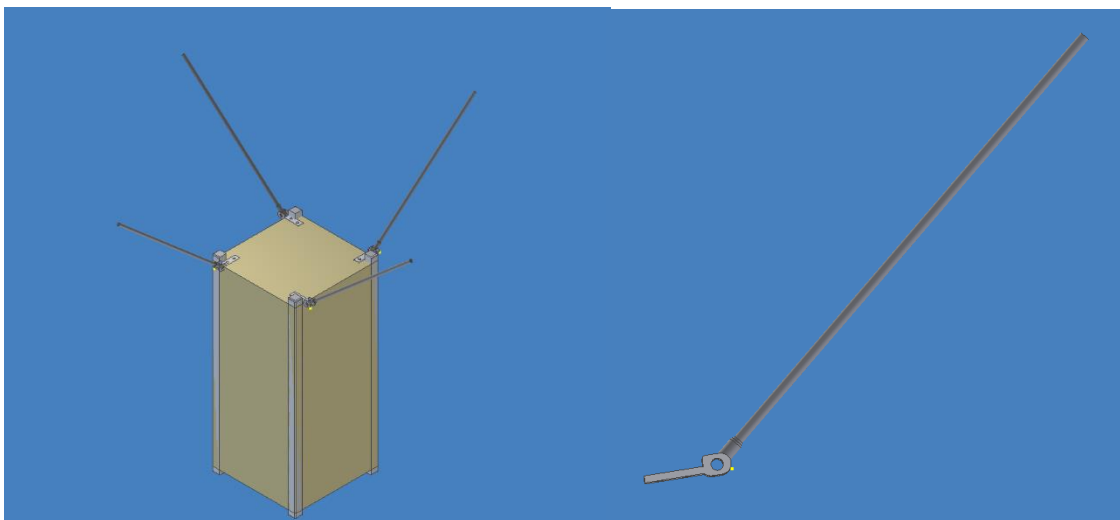
Det var ett viktig element for gruppen at mekanismen skulle være enkel, slik at systemet skulle være minst mulig komplekst for å forhindre kritiske punkter, dette for å øke sikkerheten til systemet under oppskytning, og for å maksimere muligheten for suksessfullt utslag av antenne og solcellepanel. Det var også ett viktig element fra oppdragsgiver at om utslaget ikke skjedde, at det skulle være noen form for funksjonalitet i begge systemer.

4.1.1 Funksjoner

Mekanismens hovedfunksjon er å utløse antenne og solceller fra en stowed posisjon, til en da deployed posisjon. Mekanismen skal også sende ett signal tilbake til jorden med informasjon om status på deployment på begge systemene.

4.2. Antenne konsepter

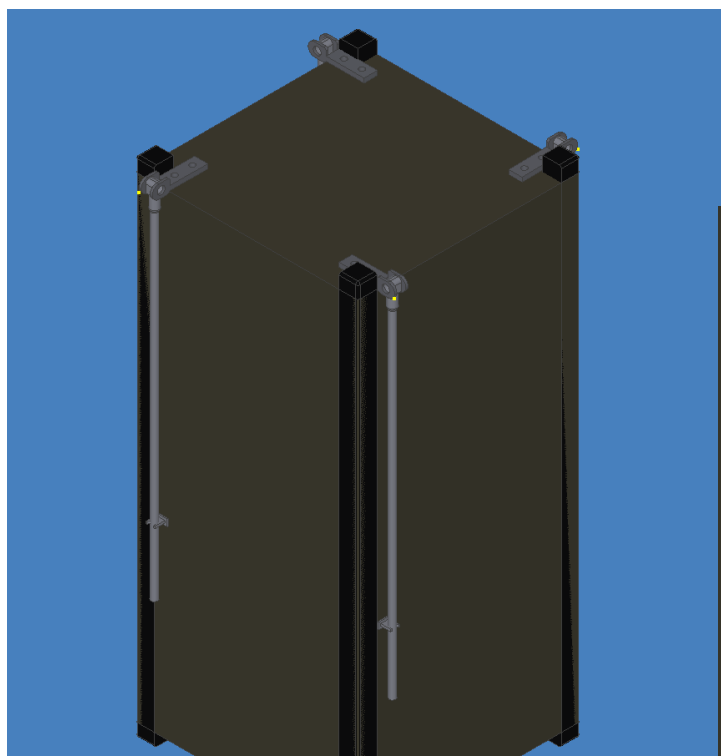
4.2.1 Konsept 1: Hengsel med torsjons fjær



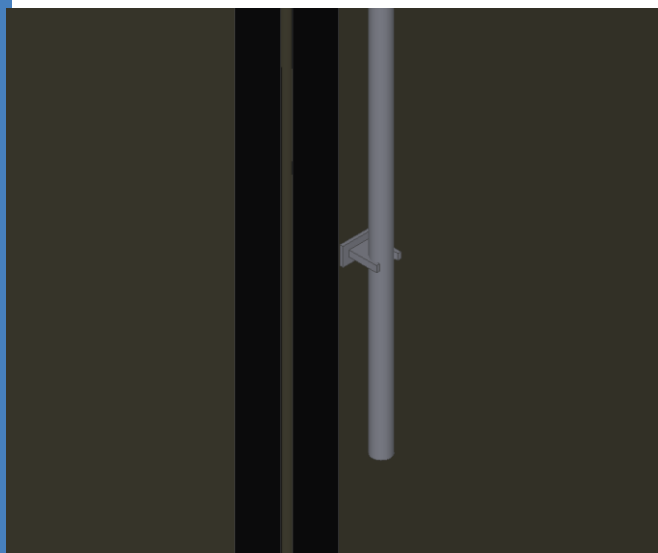
Figur 12: CAD konsept

Figur 13: Antenne konsept

Det første konsept av utslagsmekanismen til antennene er basert på GOMspace antenne design ANT430 (Vist i Figur.1) Hvor dette designet er lite komplekst og har få bevegelige deler.



Figur 15: Cubesat 2U CAD konsept



Figur 14: festemekanisme

Figur.12 og 13 viser konsept til festemekanismen til antennen, hvor antennen vil være sikret med en nylon tråd rundt antennen under transport av satellitten, slik at den ikke slår seg ut uventet. Det vil også være et thermal cut system på baksiden, slik at det er mulig å kutte nylontråden

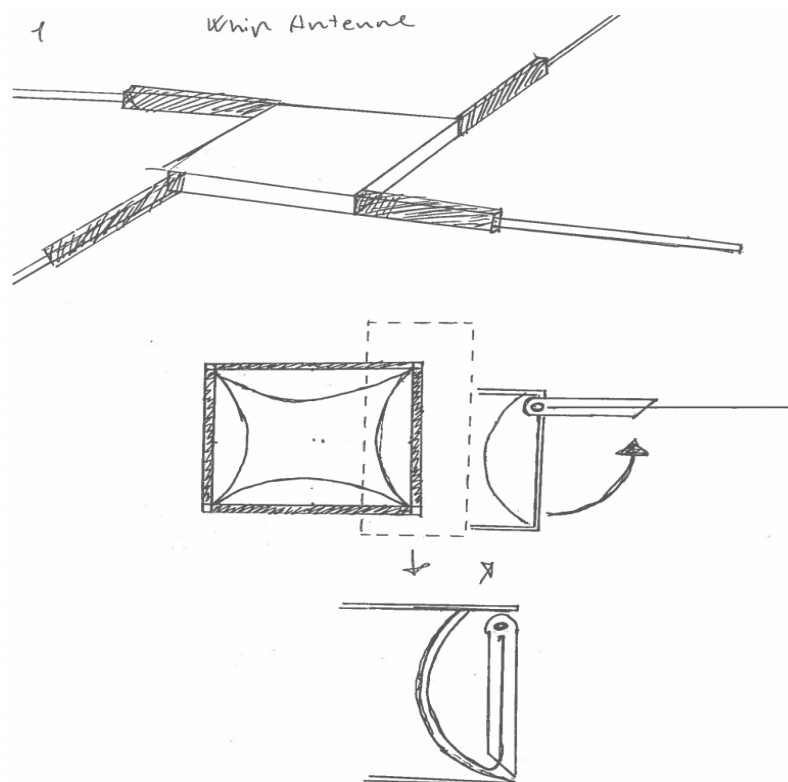
Tabell 2. Fordel/ulempes Omnidirectional

Fordeler:	Ulemper:
Veldig enkel mekanisme.	Kan være problematisk pga P-POD skinnene, siden det er restriksjoner hvor langt ut fra skinnene det er lov å bygge
Antennene vil ikke ta noe innvendig plass.	Hvis ikke solceller blir slått ut kan det være problematisk fordi det vil være liggende solceller over antennene på 2 av 4 sider, eventuelt motsatt slik at antenne ligger over solcellen.
Hvis ikke antennen slår seg ut, vil det fortsatt være noe signal.	Kan være utsatt for store vibrasjoner pga festemåte
	Denne type festemekanisme kan ha konflikt med utslagsmekanismen for solcellene, hvor det er en mulighet for at solcellene vil ligge over antennene, hvis utslagsmekanismen for solcellene ikke skulle virke.

4.2.2 Konsept 2: Whip-Antenne

Konsept ide for whip antenne deployment. Her vil man bruke en antenne type kalt “whip” antenner, disse antenne er fleksible og lar seg pakke veldig kompakt. Her kan man pakke antennen i en slags spole inne i cubesat, der mekanisme åpner seg og antenne springer ut. Antennen er festet i “døren” til mekanismen, og når døren åpner seg blir den spenningen i selve antenna være nok til at den blir utslått. Her kan vi for eksempel bruke en thermal cut for å kutte en streng som holder døren låst. Med et slikt design vil antenne og mekanisme være inne i satellitten.

Ett slikt system vil kreve en del plass, noe som gjør det vanskelig å plassere en utslagsmekanisme for solcelle paneler inn i samme baseplate. Mens selve systemet i seg selv vil være kompakt.



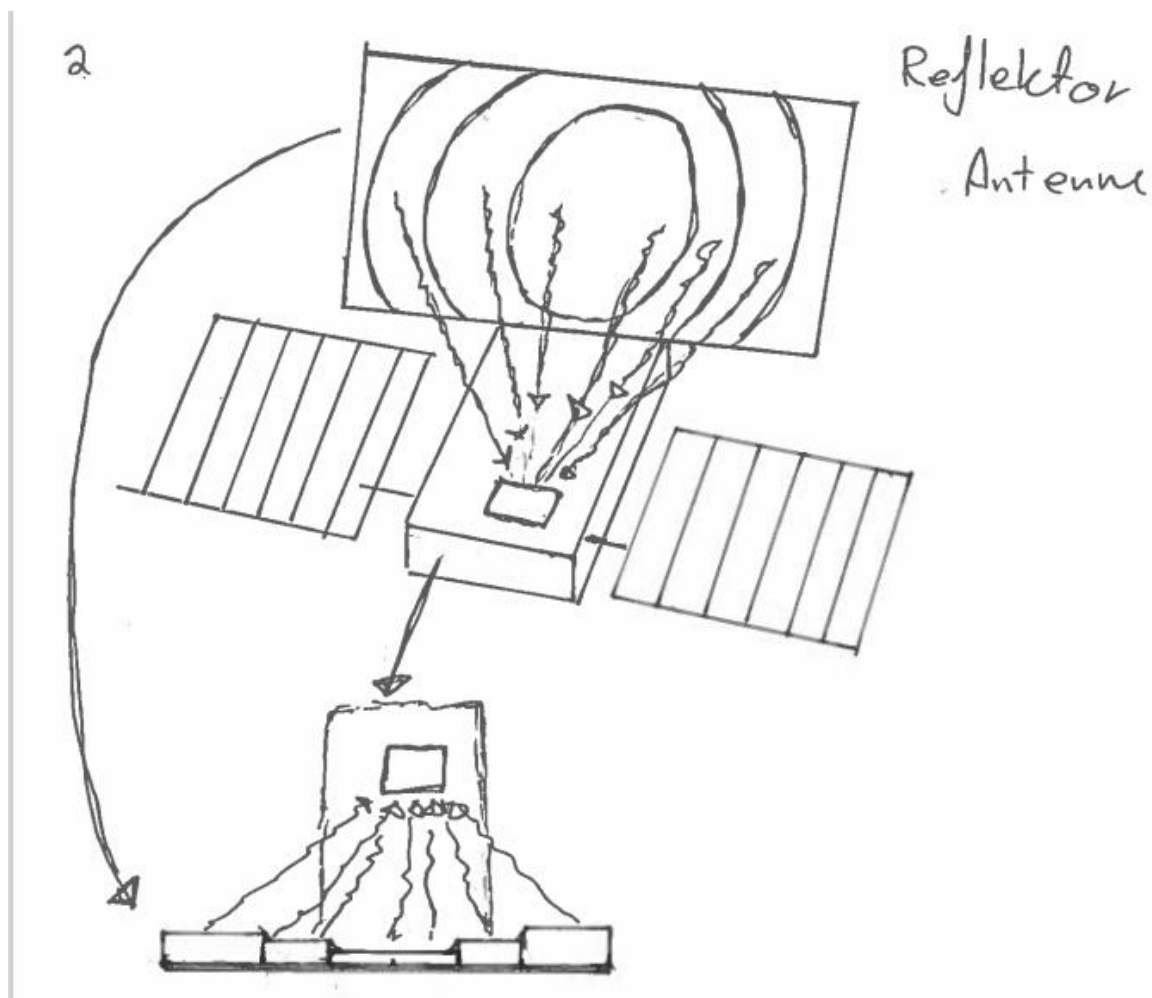
Figur 18 Whip-konsept

Fordele:	Ulemper:
Systemet er lite og kompakt, Låsemekanismen er med i selve utslagsmekanismen, slik at man ikke trenger ett eget punkt for thermal cut Systemet vil trolig være mer resistent mot vibrasjoner under oppskytning siden systemet ligger i et eget “hus” der alt blir holdt på plass.	Hvis ikke antennene slås ut, vil de fortsatt være inni satellitten, noe som gjør at det vil være lite til null effekt på antennene.

Tabell 3 Fordel/Ulemper Whip

4.2.3 Konsept 3: Reflektor antenne

Dette systemet for antenne bruker ett stort reflektor panel, noe likt en parabol. Her kan man bruke samme type deployment for reflektorpaneler som man bruker på solcelle paneler. Det ville blitt pakket likt og utløst ved bruk av samme konsept.

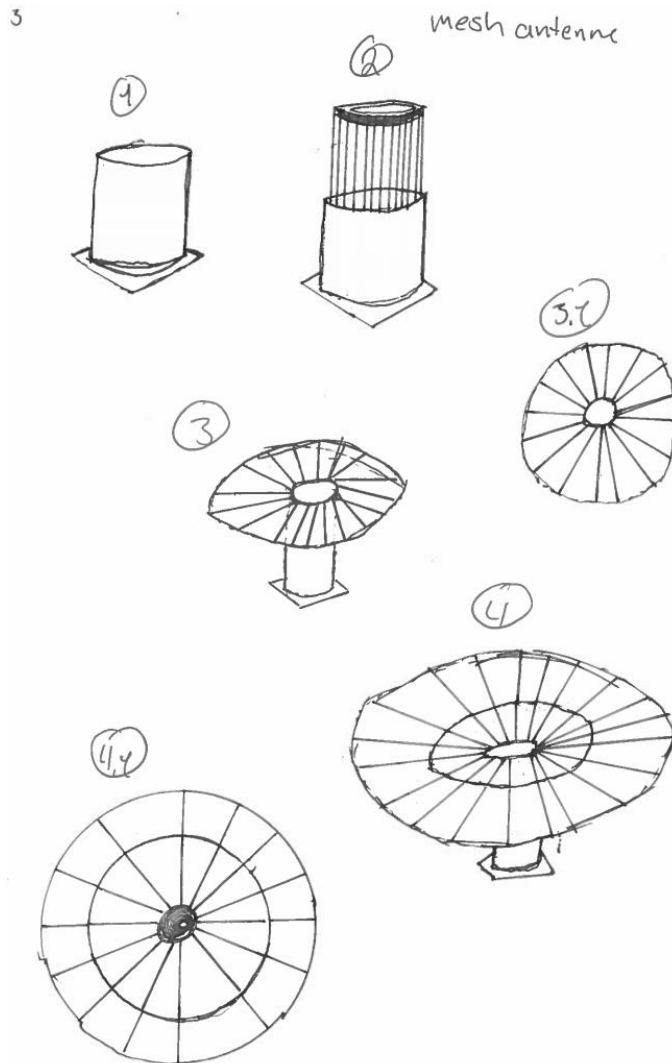


Figur 19 Reflektor konsept

Tabell 4 Fordel/ulempes Reflektor

Fordeler:	Ulemper:
Styrken på signalet som antenne blir å gi er veldig sterkt.	Størrelsen på selve mekanismen.
	Usikkerhet om den kan motta signaler om den ikke blir utløst riktig.
	Vanligvis brukt på større Cubesat

4.2.4 Konsept 4: Mesh reflector antenne



Denne type reflektor antenne er laget for større cubesats, hvor det er designet slik at denne enheten er på størrelse med 1.5 U, altså 10 x 10 x 15 cm

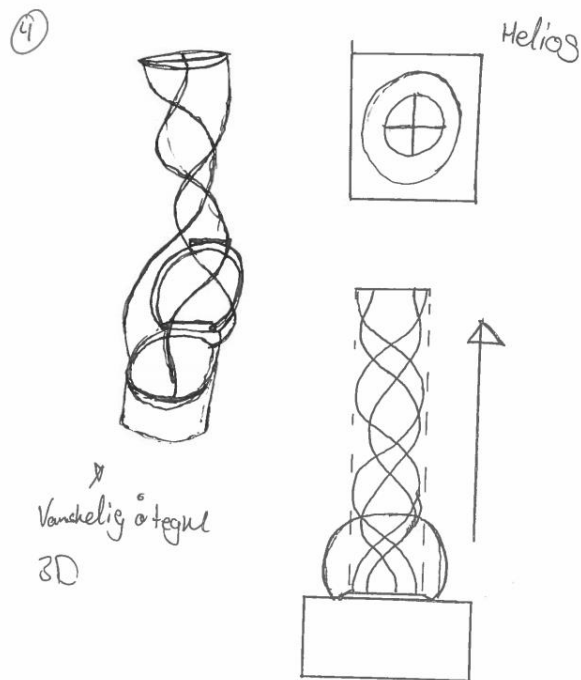
Reflektoren er konstruert med bruk av 30 ribber, slik at den lager en parabolisk overflate, på figur 15. ser vi fra venstre til høyre hvordan den slår seg ut, til en parabolisk overflate.

Figur 21 Mesh konsept

Tabell 5 Fordel/Ulemper Mesh

Fordeler:	Ulemper:
Har en veldig god styrke på signalet.	Tar veldig mye plass.
Designet for å sende godt signal over store avstander.	Designet for lengre reiser i verdensrommet

4.2.5 konsept 5: Helios deployable antenna



Dette er en litt mer komplisert antenne system som bruke «memory shape alloy» til sin utslagsmekanisme, slik at den eliminerer nødvendigheten med et «thermal cut»-system eller andre mekaniske utslagssystem. Den tar litt under halvparten av plassen til en 1U satellitt, som gjør at den passer utmerket til småsatellitter.

Figur 23 Helios antenna

Fordeler:	Ulemper:
Komplisert system	Tar mye plass i forhold til det vi har til rådighet.
Eliminerer thermal cut / andre mekaniske utslagssystemer	

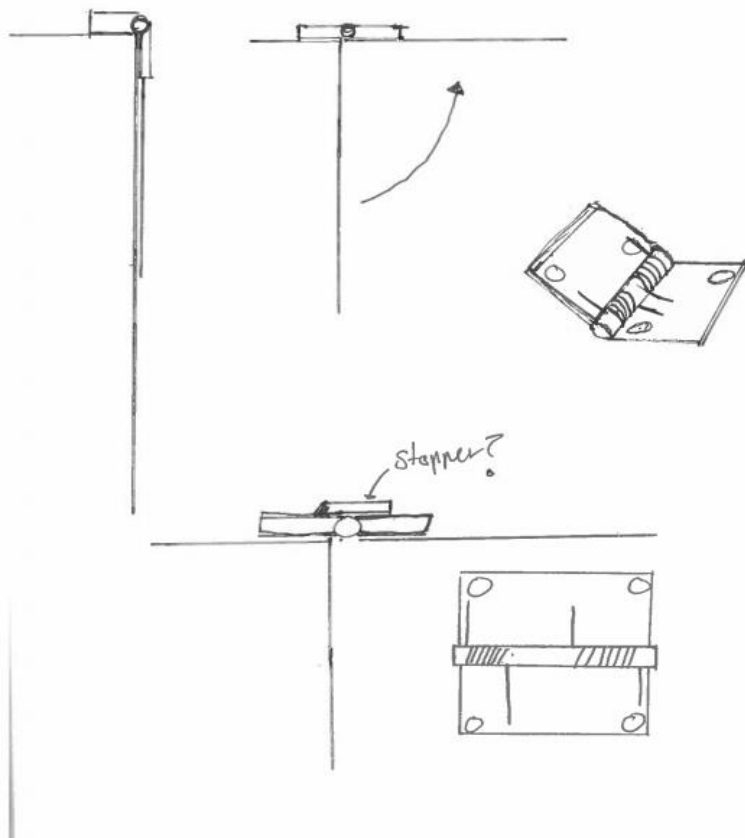
Tabell 6 Fordeler/ulemper Helios

4.3 Solcelle konsepter

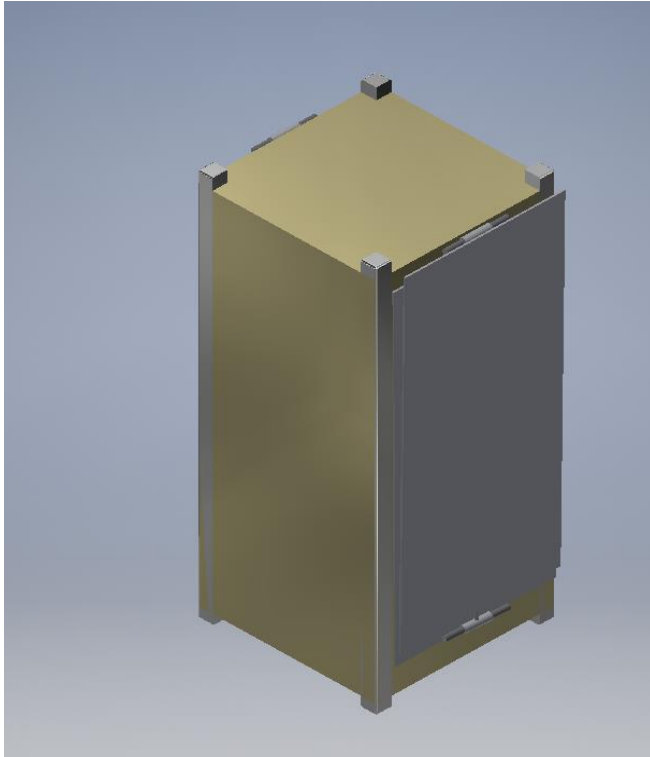
Etter ett utført litteraturstudie har gruppen konkludert med at det ikke var mange forskjellige løsninger på utslag av solcellepaneler. Gruppen har da valgt å fokusere på ett konsept for å tilpasse dette til vår oppgave.

4.3.1 Fjærlastet hengsel

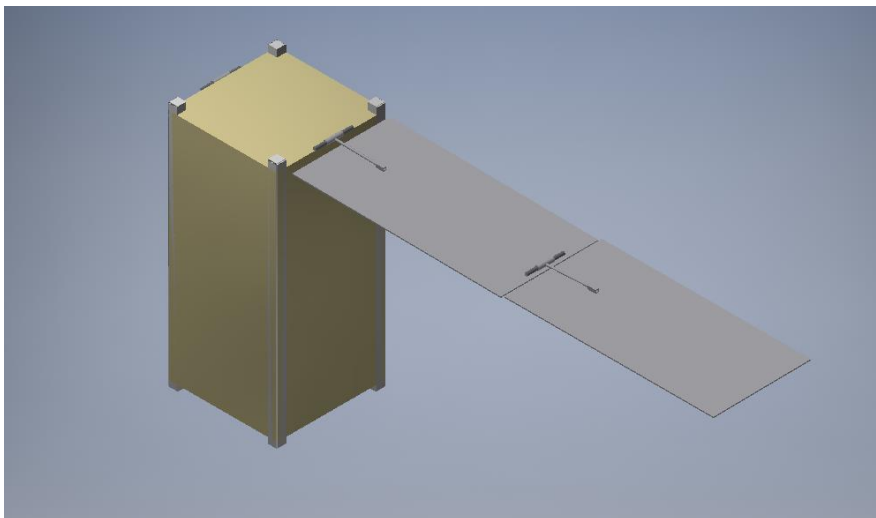
Solcelle utslagsmekanisme har vi sett på å pakke dem slik at vi ved hjelp av fjærlastede hengsler utføre utslag solceller, vist i figur under.



Figur 24 Konsept tegning solcellehengsel



Figur 25 CAD konsept solcellepanel stowed Konsept tegning av hengsel



Figur 26 CAD konsept deployed

Tabell 7 Fordel/Ulemper Solceller

Fordeler	Ulemper
Enkelt design som fører til mindre kritiske punkter.	Hvis ikke sysyemet utslås riktig vil det ikke være full effekt på solcellene
Vil kun bruke 2 av 4 sider av cubesat, noe som frigjør 2 sider til annet utstyr	Hvis ikke solceller blir slått ut kan det være problematisk fordi det vil være liggende solceller over antennene på 2 av 4 sider, eventuelt motsatt slik at antenne ligger over solcellen.
Flere måter å pakke solceller på, mekanisme for utslag blir den samme.	

4.4 Fjærer

Under konsept utviklingen fant gruppen ut at det hadde vært gunstig om vi utløste antennene og solcellene fra låst til oppreist posisjon ved hjelp av fjærer.

Det har kommet fram i studiet at det er mange forskjellige typer fjærer som kan brukes til å oppnå samme resultat.

4.4.1 Tråddeler



En tråddeler kan ha nesten alle typer geometri så lenge den er mulig å produsere, de har ofte en integrert fjærfunksjon – som å låse andre komponenter under montering – er integrert i samme tråddel. Fjærfunksjonen kan være relativt enkel og ikke sjelden koblet til montering og demontering av andre komponenter. [\[10\]](#)

Figur 27: Tråddel [10]

4.4.2 Fjærtinder



Figur 28:Fjærtinder [10]

Fra et fjærsynspunkt har de formen på en torsjonsfjær med lange ben som særtrekk. De fleste fjærtinder er doble torsjonsfjærer, noe som betyr at hver fjærtind har to kveilede fjærkropper (en høyre- og en venstreviklet).

I fjærdesign må det vurderes at belastningen er en lineær nedbøyning av fjærbenet forårsaket av en punktbelastning, i stedet for en rotasjon og et dreiemoment. Fjærtinder utsettes for svært høy dynamisk lasting som er ganske uforutsigbart, så design må gjøres med tanke på de maksimale dynamiske lastsyklusene og med en sikkerhetsmargin. [\[10\]](#)

4.4.3 Torsjons fjærer



Figur 29:Torsjons fjær [10]

Torsjonsfjærer – eller spiralformede torsjonsfjærer – er den vanligste fjærtypen når man har behov for et dreiemoment sammen med en roterende bevegelse. Den aktive delen er en spiral av fjærtråd og endene (bena) er utformet for å tillate et dreiemoment samt tilpasset applikasjonen. [\[10\]](#)

4.4.4 Klokkefjærer



Figur 30:Klokkefjær [10]

Klokkefjærer – også kalt flate vri fjærer – er en torsjonsfjær optimal for installasjonsområder som er begrenset aksialt, men med mer plass radially. De er laget av flatt fjærmateriale eller flat valset fjærtråd som er viklet i spiralform.

Viklingene danner vanligvis en lineær spiral og har samme spoleavstand overalt i ubelastet tilstand. [\[10\]](#)

4.4.5 Drivfjær



Power Springs er laget av sbandmateriale og vanligvis installert mellom en indre aksel og et eksternt hus. Et dreiemoment skapes mellom den indre akselen og det ytre huset.

Antall viklinger individuelt bestemt og kan være så mye som 50. Ulike spoleteknikker finnes for å gi materialet den ønskede krumningen som samsvarer med kravene til dreiemomentrotasjon. [\[10\]](#)

Figur 31: Driv fjær [10]

4.5 Evaluering av de forskjellige konseptene

For å finne den beste løsningen for oss, har vi laget en graderingstabell til de forskjellige konseptene som har blitt sett på. Hvor kriteriene er blitt valgt i henhold til Cubesat standarden, P-POD standarden og krav satt av oppdragsgiver.

4.5.1 Evaluering av antenne konsepter

Graderingstabellen for antenner er vist i tabell 7, hvor vi ser hvordan vi har vektlagt de forskjellige egenskapene til antenne konseptene. Hvor det beste konseptet vil ha lavest poengsum.

Tabell 8 Risiko tabell

	Lite	middels	Høy
Mekanisk kompleksitet	1	2	3
Hvor mye/lite plass	1	2	3
Funksjonalitet hvis systemet feiler	5	4	3
Mange kritiske punkter	1	2	3
Gen. Signal styrke	5	4	3
Sikkerhet under transport	5	4	3

forklaring av egenskaper:

Mekanisk kompleksitet: Hvor mekanisk komplekst er systemet?

Hvor mye/lite plass: Hvor mye plass tar systemet i forhold til størrelsen på satellitten?

Funksjonalitet hvis systemet feiler: Hvis ikke utslagsmekanismene virker, hvor stor funksjon vil systemet ha.

Gen.signal styrke: Den generelle signal styrke på antennene hvis systemet fungerer som det skal.

Sikkerhet under transport: hvor sikker er systemet under transport?

Tabell 9 Graderingstabell

	Konsept: 1	konsept 2	Konsept 3	Konsept 4	Konsept 5
Mekanisk kompleksitet	2	3	5	5	4
Hvor mye/lite plass	2	2	5	5	5
Fuksjonalitet hvis systemet feiler	3	5	5	5	5
Mange kritiske punkter	2	1	3	4	2
Gen. Signal styrke	2	3	1	1	2
Sikkerhet under transport	3	2	3	1	1
Sum	14	16	22	21	19

konsept 1	Omnidirectional skråstilt UHF antennesystem.		
konsept 2	Whip-antenne.		
konsept 3	Reflektor panel		
konsept 4	Mesh reflector antenne		
konsept 5	Helios deployable antenna		

Figur 32 Konsept Navn

4.5.2 Valg av konsept

Gruppen har valgt å gå videre med ett “Thermal Cut” system for å frigjøre fjærkraften i mekanismene våre. Der vi vil bruke en ChromiumNickel tråd som skal settes strøm på. Denne glødetråden vil oppnå en temperatur på 400 grader innen få sekunder som dermed vil resultere i en smeltet nylontråd.

4.5.3 Valg av antenne konsept

Basert på evalueringen av konseptene har gruppen bestemt seg for å videreutvikle konsept 1. Omnidirectional antenne system. Dette konseptet scoret lavest på vår risikotabell. I dette systemet vil vi bruke en Thermal cut for å slippe løs antenne fra sin fastlåste posisjon undertransport til en utslått posisjon 15 minutter etter å ha forlatt P-POD

4.5.4 Valg av solcelle konsept

Gruppen har fokusert på fjærlastet hengsler som utslagsmekanisme for vårt design, der vi har sett på memory shape alloy som en potensiell kandidat til oppgaven, men gruppen har bestemt seg for å bruke en hengsel der drivkraften er en fjær

Hvor det begge konseptet er fjærlastede hengsler, som vist i figur.5 for å sette solcellene i spenn, slik at mekanismen kan bruke fjærspennet for å løfte seg selv inn i sin utslåtte posisjon.

I et slikt system vil det brukes nylontråd for å holde fast solcellene i låst posisjon. Hvor dette system bruker thermal cut system. Hvor forskjellen fra antenne til solcelle er antall punkt som må kuttes hvis det er flere solcellepanel en 1. slik som vist i figur. 6

4.5.5 Valg av fjærer

Gruppen baserte valget av fjærer ved hjelp av hvilken fasong de er, og hvilket brukes område de har.

For utslagsmekanismen til

For utslagsmekanismen til antenne, vil vi bruke en flat fjær som kan bøyes ned fra toppen av satellitten ned i 90 grader, for å så feste antenne på fjæren. Dette vil resultere i ett mindre komplekst system der den eneste bevegelige delen i hele systemet vil være den flate fjæren.

For solcellenes utslagsmekanisme har gruppen bestemt at å bruke en torsjons fjær for å bevege solcellepanelene fra stowed posisjon til en deployed konfigurasjon.

4.6 Elektronikk

For at vi skal kunne kontrollere utslagsmekanismen må vi ha et elektrisk styresystem. Dette systemet vil ha flere funksjoner det skal utføre, selv trenger det ikke være veldig komplisert.

Det elektriske system vil bestå av flere deler,

hvor del 1 av systemet som består av tid tagning og utløse signal.

hvor del 2 av systemet tar seg av «thermal cuts» som skal skje på solcellene og antennene.

hvor del 3 av systemet skal sender signal til jorden.

4.6.1 Funksjoner og systemers forklaring

Del 1: Oppgaven til dette systemet er å ta tiden fra satellitten har forlatt P-PODen til det har gått 15 minutter fra den forlot P-PODen, da skal det sendes et signal til System_02

Del 2: Oppgaven til dette systemet er å ta seg av alle «thermal cuts» som skal skje på utløsnings mekanismene. System_02 venter på et signal fra System_01 før det kan kjøre. (signalsystem fullført, fysisk ikke)

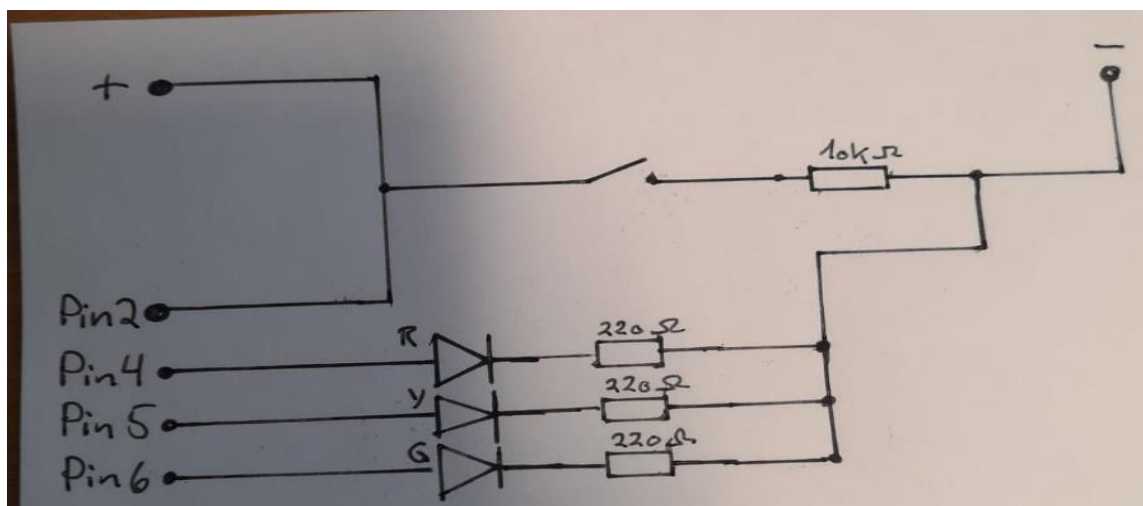
Del 3: Oppgaven til dette systemet er å sende signal til jorden at System_02 har gjort sin oppgave. Det har også i oppgave å sende signal når antennene/solcellene er kommet i riktig posisjon. (signalsystem klar)

4.6.2 Prototype av det elektroniske system

I prototypen til signalstyringen brukte gruppen en Arduino-UNO for å kontrollere signalene til systemet. For en prototype har det ikke veldig mye å si hvilket kodespråk som brukes, siden presisjon ikke er det viktigste, men bevis at konseptene fungerer. Til dette vil da en Arduino-UNO passe utmerket.

Fra prototype til virkelig produkt kan det være gunstig å kode dette i et «bedre» kodespråk, hvor Arduino-UNO kan bli litt «tregt» i forhold til andre kodespråk som C++ og Assembly

4.6.3 Krets og kode



Figur 33 Hoved kretsen

Det finnes mange forskjellige bibliotek til Arduino som inneholder gode funksjoner, hvor vi har importert et bibliotek som heter LC_baseTools laget av Jim Lee, dette er et bibliotek som skal gjøre det enklere å kode i Arduino. Det inneholder flere funksjoner slik som mekaniske knapper, one shot funksjoner, og tid tagging. Hvor vi blir å bruke tid tagnings elementet til dette biblioteket. Hvor figur.34 viser prototype kretsen til antenne hvor de forskjellige diodene representere signal som sendt, dette er kun for visualisering at diodene er her.

Hvor den røde dioden (R) signaliserer at utløsningsmekanismen ikke er blitt aktivert. Det vil si at satellitten fortsatt er i P-PODen, og systemer venter på at det skal bli aktivert.

Hvor den gule dioden (Y) signaliserer at utløsningsmekanismen er blitt aktivert. Det vil si at satellitten har forlatt P-PODen, og det er nå startet en tid tagging på 15 minutter, så lenge tid taggingen skjer, vil den gule dioden være opplyst.

Hvor den grønne dioden (G) signaliserer at tid taggingen er ferdig, og skal sende signal videre til system_02 (Thermal cut), kan også sende signal til system_03, som sender signal til jorden.

Denne kretsen består av flere komponenter, alle komponentene er fra et Arduino-UNO kit, hvor det har blitt brukt.

For å produsere denne prototype kretsen trengs det:

- 3x 220 ohms resistorer
- 1x 10k ohms resistor
- 1x rød diode
- 1x gul diode
- 1x grønn diode
- 1x Arduino-uno

- 1x «bryter» (kabel som bryter)

```

if (LEDTimer.ding()) {           //hvis timeren går ut.
  digitalWrite(yled, LOW);       // skrur gul diode av
  digitalWrite(gled, HIGH);      //skrur grønn diode på
  yellowLED = false;             //endrer variabel knyttet til gul diode
  greenLED = true;               // endrer variable knyttet til grønn diode
  servoMin.write(180);
}
}
}

```

Figur 34 Liten del av kode

resterende kode er lagt til som vedlegg

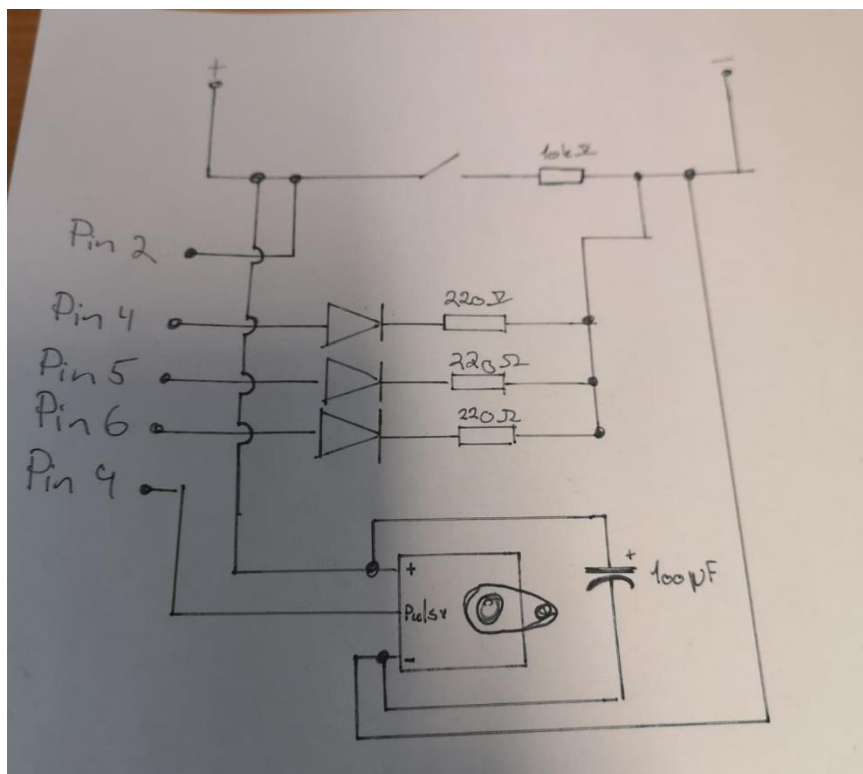
En liten bit av koden for signal styringen til antennene er vist i fig 35, hvor vi ser at det er en veldig enkel kode, som har få linjer. Forklaring på hva koden betyr er lagt til inn i koden, slik at den skal være oversiktlig, og lett å forstå hva som blir gjort. Hvor

Merknad om timeObj LEDTimer (5.0 * 1000, false) her styrer vi tiden til triggeren, hvor den nå er satt nå er satt til 5 sekunder. Det må skrives slikt på grunn av hvordan tid blir kalkulert i arduino, hvor arduino teller i millisekunder, så derfor må tid tagningen skrives slik. Skal den telle i 15 minutter må den skrives timeObj LEDTimer (900 * 1000, false) for det er 900 sekunder i 15 minutter.

Det er også blitt produsert en reserve krets til prototypen som har en servomotor som vil gjøre «kuttet». Dette er gjort med tanke på at det kunne ta lang tid før gruppen fikk den bestilte nicromium kabelen.

Hvor kretsen er lik Figur.34 Hovedkrets, men har 2 komponenter ekstra, slik som vist i Figur. 36 nedenfor

- 1x Servo motor
- 1x 100µF kondensator



Figur 35 Krets med servo:

4.6.4 Temperatur i «Thermal cut» kabelen

Det kan være til stor fordel å vite hvilken temperatur denne «thermal cut» kabelen er på.

Hvis vi vet temperaturen i kabelen etter X tid, vil vi kunne:

- Redusere tiden «Thermal cut» systemet er på, som vil redusere mengden energi systemet trenger.
- redusere faren/problematikk ved å ha en veldig varm kabel (400 grader celsius ++ som stiger raskt) er på lengre enn nødvendig.

For å regne temperatur i «thermal cut» kabelen er det flere ting vi er nødt til å vite. Først og fremst er vi nødt å vite hvilken tap som kan skje i kabelen, og hvilken av de vi skal forholde oss til. De tre store tapene av varme skjer ved hjelp av konveksjon, stråling, og varmeledning i en kabel.

Hva er konveksjon? kort forklart er konveksjon «strømmer» som transporterer energi, for eksempel varme i vesker og gasser. Dette vil ikke være tilfelle i satellitten, siden det ligger utenfor atmosfæren. Da er det en mindre variabel å forholde seg til.

hva er stråling? stråling er overføring av masse eller energi i stor hastighet. I kabelen vil det bli infrarød stråling (varmestråling)

Varmeledning er den type varme som overføres ved kontakt, i dette tilfelle vil det være i festepunktet til Nicromium kabelen, hvor det vil være varme som overføres fra kabelen til festet. Vi vill se bort i fra dette tapet for enkelhetens skyld.

For å beregne temperatur i kabelen benyttes formelen.

$$T_{cabel} = \frac{(T_{n-1} + E_{net})}{(c * v)} \quad (1,0)$$

$c = \text{spesifik heat constant} = SHC$

$v = \text{vekt} = \text{totalvekt av kabel}$

$$E_{net} = E_{in} - E_{rad} \quad (1,1)$$

$\text{Total energi} = \text{Energi inn} - \text{Energi ut}$

$T_{n-1} = \text{temperatur forje steg}$

$$E_{in} = W * t = \text{Energi inn i systemet} \quad (1,2)$$

$$W = I^2 * R = \text{watt} \quad (1,3)$$

$t = \text{tid}(s)$

$$E_{rad} = \text{emis} * \sigma * A * (T^4 - T_0^4) \quad (1,4)$$

$$Emis = \text{emissivity} = 0.8 \rightarrow 0.9$$

"Emissivity" er strålingen et type material gjør, denne vil endre seg ved temperatur endring, for enkelhets skyld har vi i gruppen vagt å sette denne til en konstant på 0.8

$$\sigma = \text{Stefan} - \text{Boltzmann konstant} = 5,67 * 10^{-8} \text{ w} * \text{m}^{-2} * \text{k}^{-4}$$

$$R_{ledning} = \frac{L}{A} * \rho \quad (1,5)$$

$$I = \frac{V}{R} \quad (1,6)$$

Likningene (1.0) og (1.4) har gruppen funnet på en Youtube video [11], så likningen er ikke verifisert, det vil si at gruppen ikke vet om likningen er riktig og gruppen ville verifisere dette ved laboratorieforsøk.

Resterende likninger ovenfor er hentet i fra Elektroteknisk formelsamling [12]

3		Forkortelse	Mengde	E
4	Specific Heat Capacity	SHC	0,45	J
5				
6	Vekt	v	8,4	g
7	Lengde	L	2	m
8	Emissivity	emis	0,8	
9	stefan boltzmann konstant	σ	5,67E-08	W/m ² K ⁴
10	Areal	A	0,204579046	m ²
11			2,04579E-08	W/m ² K ⁴
12			0,00204579	W/m ² K ⁴
13	Resistanse	ρ	0,000108	Ω
14	Volt	V	2	V
15				

fullstendige utregninger er lagt til som vedlegg et Excel-ark, slik at det skal være lett og endre på eventuelle data.

i Figur.26 kan vi se at etter 10 sekunder vil kabelen ha en temperatur på 378 grader C, ved 2 Volt, hvor endringen av volt mengden vil endre temperaturen i Excel arket

Figur 36 Formelverk til excell

			E_rad	E_net	T_Wire_C
29	0	0	0	0	25
30	0,5	18,94250428	0	18,94250428	27,50562226
31	1	37,88500856	2,49623E-07	37,88500832	32,51686675
32	1,5	56,82751285	7,67934E-07	56,82751208	40,03373342
33	2	75,77001713	1,59466E-06	75,77001553	50,05622225
34	2,5	94,71252141	2,79349E-06	94,71251862	62,58433318
35	3	113,6550257	4,45723E-06	113,6550212	77,61806615
36	3,5	132,59753	6,71514E-06	132,5975233	95,15742108
37	4	151,5400343	9,74274E-06	151,5400245	115,2023979
38	4,5	170,4825385	1,37747E-05	170,4825248	137,7529964
39	5	189,4250428	1,91211E-05	189,4250237	162,8092164
40	5,5	208,3675471	2,61882E-05	208,3675209	190,3710578
41	6	227,3100514	3,55035E-05	227,3100159	220,4385203
42	6,5	246,2525557	4,77472E-05	246,2525079	253,0116033
43	7	265,19506	6,37903E-05	265,1949962	288,0903065
44	7,5	284,1375642	8,47396E-05	284,1374795	325,6746292
45	8	303,0800685	0,000111993	303,0799565	365,7645705
46	8,5	322,0225728	0,000147301	322,0224255	408,3601295
47	9	340,9650771	0,000192848	340,9648842	453,4613046
48	9,5	359,9075814	0,000251335	359,90733	501,0680943
49	10	378,8500856	0,000326084	378,8497596	551,1804964

Figur 37 Tabell med temp og tid

5. Design

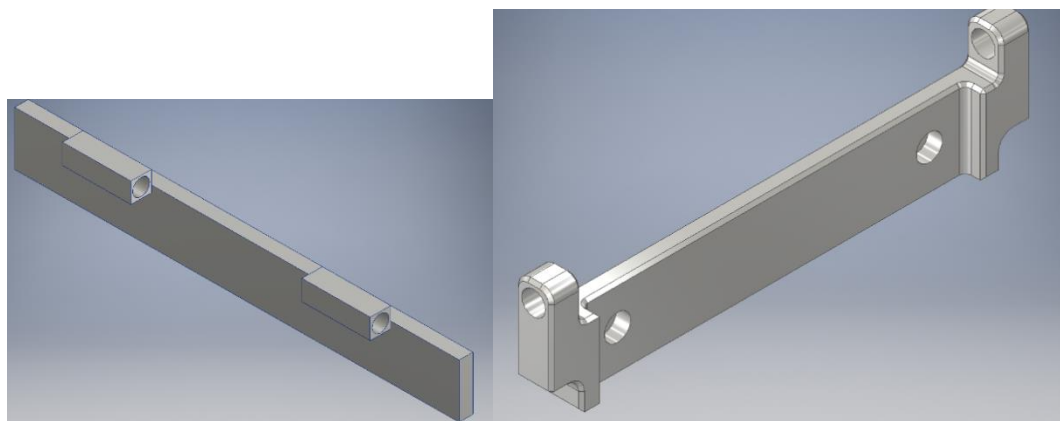
Etter teoristudiet og en konseptfase har gruppen en klar ide om hvordan mekanismen vår bør oppnå ett utslag og hvordan vi vil designe dette. Gruppen har ved hjelp av veileder kommet fram til ett design som oppfyller alle krav satt av oppdragsgiver og standarder [1] [13]

5.1 Modellering i 3D

Som en del av oppgaven vår måtte vi lage 3D modeller av både satellitt og komponenter, gruppen har brukt Autodesk Inventor 2019 student lisens gjennom hele oppgaven til 3-D design.

5.1.1 Hengsler som utslagsmekanisme for solcellepanel

Det ble bestemt etter ett utført teoristudie og konseptfase at gruppen ville ha begge systemene på samme baseplate og vi ville bruke utsiden av satellitten slik at innvendig plass kan gå til andre nødvendige komponenter og elektriske systemer. Det har da blitt designet ett utslags system som bruker torsjonsfjæring på en hengsel.

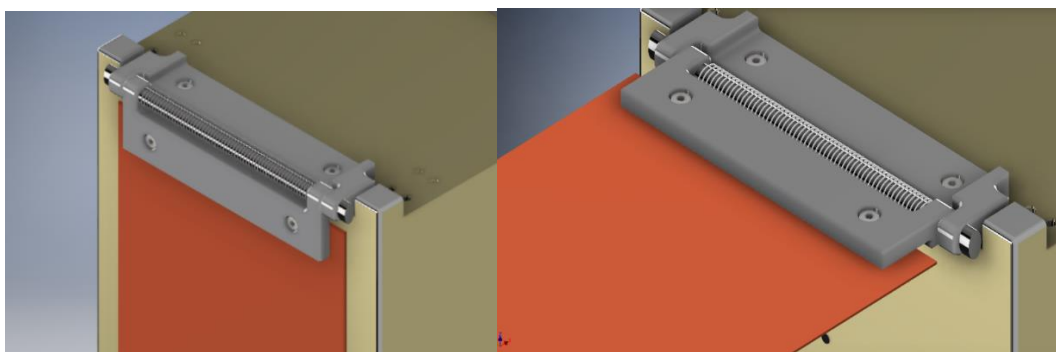


Figur 38: Hengsel før

Figur 39 Hengsel etter

Fig 32 viser ett bilde av mekanismen for utslag av solcellepanel i åpen posisjon

På figurene over kan man se hvordan designet gikk fra å være minimalistisk og enkelt, til ett bedre design der vi flyttet posisjon på hullene for at vi skulle ha plass til en dreid torsjonsfjær mellom hullene. Det er ble også tatt ett valg om å avrunde alle kanter og tegne inn en chamfer på kantene, dette for at vi ikke skulle kutte oss under sammensetting av prototyp.



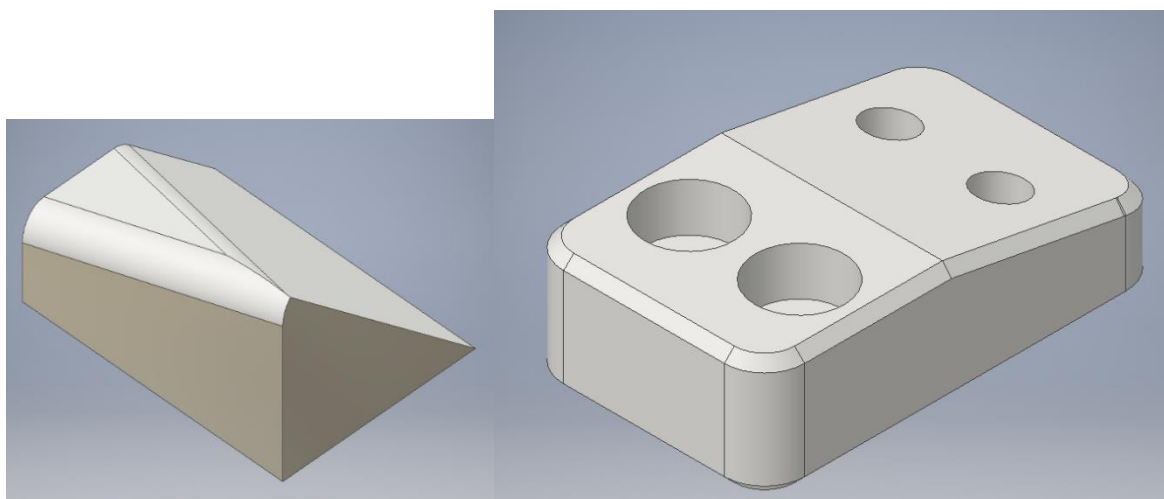
Figur 40(til høyre) Solcelle hengsel deployed

Figur 41 Hengsel Assembly

Fig.37 viser den endelige sammensetningen av utslagsmekanismen til solcellepaneler, der kan vi se på stangen som går gjennom hengslene er klempt i en oval form i endene, dette for å låse fast stangen slik at den ikke kan gli ut. På figur 35 ser man ett avskjær på 2 av hjørnene til hengselen, disse er tegnet inn slik at festet for antennene skal få plass.

5.1.2 Utslag for antenner

Gruppen ville designe antenne slik at dem kan dekke ett stort område. Det ble også bestemt at vi ville ha en thermal cut for to antenner slik at vi kutter ned kritiske punkter i systemet vårt. Designet vårt ble da en V-formasjon på antenne lagret på en side av satellitten der vi bruker flate fjærer til å feste antenner i, og som drivkraften i utslaget av dem. Nedenfor kan vi se en figur som viser hvordan antenne vil se ut når de ligger i V-formasjonen lagret og fastlåst. Grunnen til at gruppen valgte å redusere antall thermal cuts i designet var for å øke sikkerheten under transport og for å halvere kritiske punkter relatert til låsemekanismene.

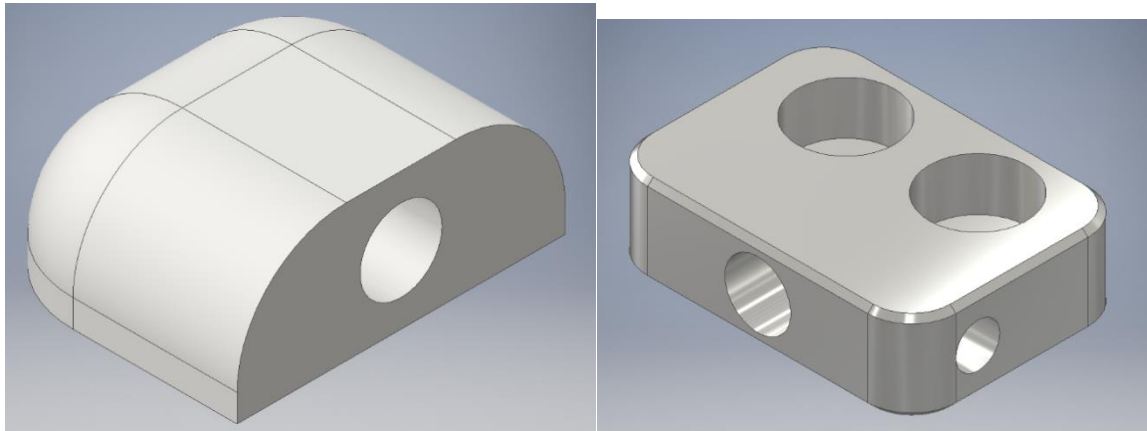


Figur 42 Tidlig design av antenne feste

Figur 43(til høyre) Endelig design av antennefeste

På figur 42 prøvde gruppen å designe ett system som tok antenne opp fra siden av satellitten opp i en 135 graders vinkel fra satellitten. Dette viste seg å være et vanskelig problem der nødvendig plass for

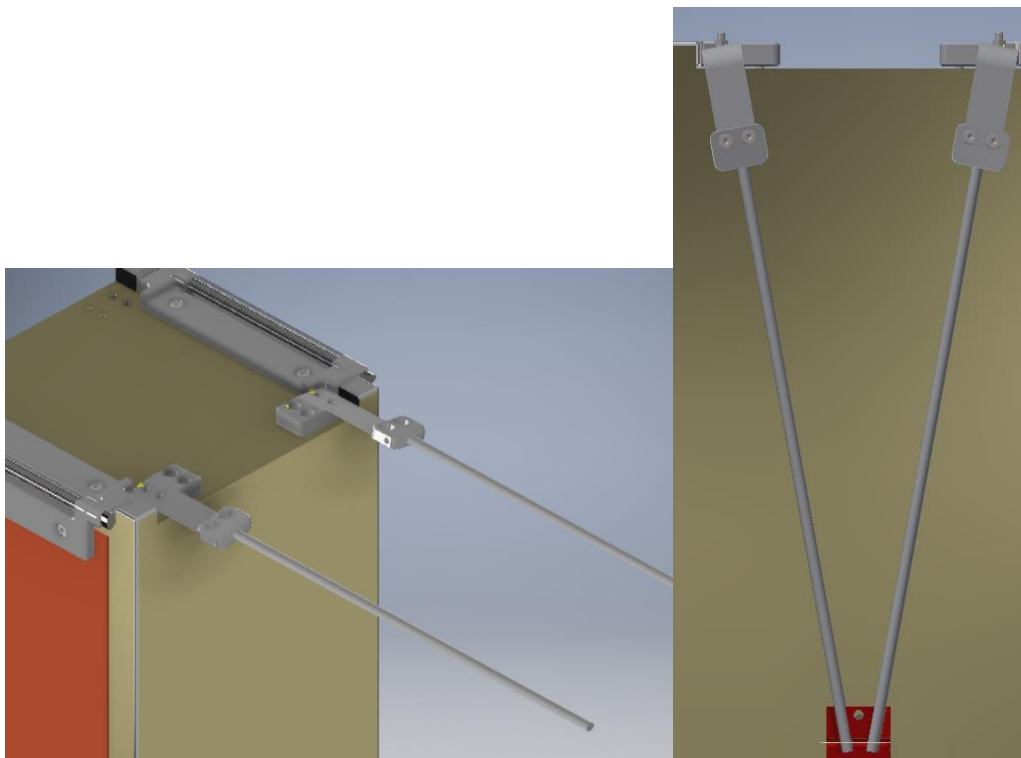
en slik vinkel på en flat fjær ikke var tilgjengelig, da en slik skarp vinkel ville skapt permanente deformasjoner i fjæren. Det ble dermed gjort design endringer på antenne festet som sett på figur 43. Der vinkelen for å ta antennen til 135 grader er fjernet mens den originale vinkelen for å få antenne i en V-formasjon er til stede.



Figur 44(til høyre) Endelig design på antennefestet på fjæren

Figur 45 Tidlig design av antenne festet på fjæren

Figur 45 viser ett tidlig design av festet der antennen skal stå, her har vi designet uten noen tanker på hvordan dette skulle produseres eller festes, det har derfor blitt gjort store endringer på designet. Figur 44 viser det endelige designet med hull på sidene der man kan føre ledningene til antennen, den er også gjort mye mindre for å spare vekt og plass.



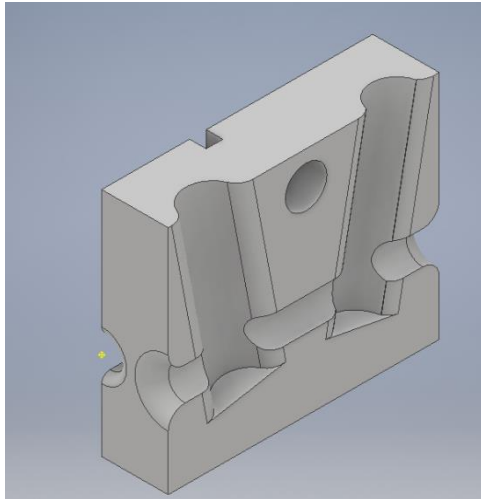
Figur 46 Antenne deployed

Figur 47 Antenne Stowed

På figur 46 ser man hvordan antenne blir å stå når thermal cut har blitt utført. Mens figur 47 viser hvordan antenne vil stå når den er sammenpakket å under transport.

5.1.3 Låsemekanismer

Gruppen har designet en komponent som skal fungere som ett opplagringspunkt for antenne og solcellepaneler. Bildet nedfor viser en CAD-tegning av komponenten.



Figur 48 CAD tegning av lås og therma lcut

Låsemekanisme for antenner, her vil antenne gå i spor på 3mm diameter, og en nylon tråd blir bundet rundt antenne og møtes på baksiden der en glødetråd vil ligge. Sporene er laget for å redusere vibrasjoner antenne opplever under oppskytning. En lik komponent vil ligge bak solcellepanelene også, bare den har ingen spor.

5.2 Beregninger

Det er gjort enkle beregninger på nødvendig styrke til torsjonsfjærene som skal utføre utslag på solcellepanelene, vist i figur. 30

E modul	Stainless steel 28 psi	28000000			Formel for Rate per 360 grad			
d	diameter på kabel	0,012 inch			$(E*d^4)/(10,8 * D * N)$			
D	Diameter på kvervel	0,157 inch						
N	antall viklinger	4 rotasjoner						
$E*d^4 =$		0,580608						
$10,8*D*N =$		6,7824						
$(E*d^4)/(10,8 * D * N)$	0,085605096	Pounds per 360 Degree	0,038829818	kg per 360 degree	38,82981817	gram per 360 degree		
/360	0,000237792	Punds per degree	0,000107861	kg per degree	0,107860606	Gram per degree	9,707454543	Gram per 90 degree

Figur 49 Utrekninger for fjærstyrke

Hvor vi først brukte formelen

$$\text{Rate per 360 degree} = \frac{E*d^4}{10,8*D*N} \quad (2.0)$$

Formelen (2.0) [14] ble hentet fra internett. Så var nødt til å teste/kryss sjekke denne formelen med en formel vi utledet fra Fjäderhandboken fra Lesjöfors [15], som vi i gruppen lånte av veileder, det har også blitt sjekket opp mot en nettbasert kalkulator [16]veileder

$$\text{Rate per degree } c = \frac{EI}{Lv} * \frac{\pi}{180} \quad (2.1)$$

$E = \text{Youngs Elastisitetets Modul}$

$$I = \text{Annet arealmoment} = \frac{\pi * D_t^4}{64} \quad (2.2)$$

$D_t = \text{Diameter til tråd}$

$$Lv = N_v * \pi * D_m \quad (2.3)$$

$N_v = \text{Antall aktive viklinger}$

$D_m = \text{Den midlere diameter}$

$$c = \frac{E * \frac{\pi * D_t^4}{64}}{N_v * \pi * D_m} \quad (2.4)$$

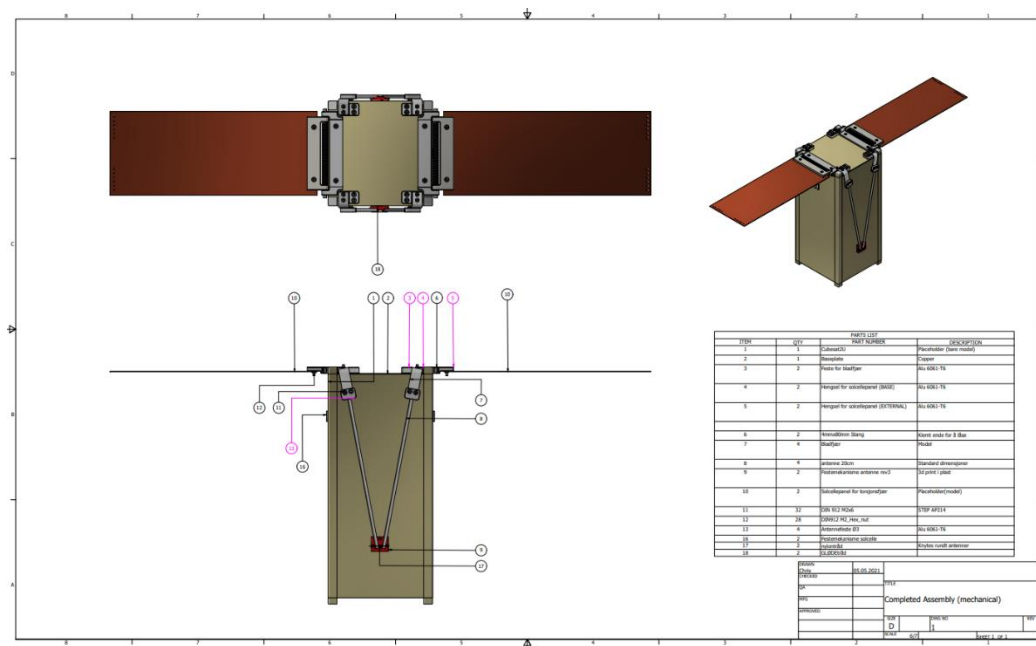
E modul	28000000							
Dt	0,012							
Dm	0,157							
Nv	4							
I =	1,01736E-09							
Lv =	1,97192							
EI =	0,02848608							
c =	0,000252	Punds per degree	0,000114305	Kg per degree	0,114305277	Gram per degree	10,28747495	Gram per 90 Degree

Figur 50 Verifisering av fjærstyrke

Her kan vi se at det er små variasjoner fra (2.0) til (2.4) hvor det er 0,5 Gram forskjell etter 90 grader, noe som er relativt lite. Hvor gruppen føler dette er et såpass lite avvik fra hverandre at de verifiserte hverandre.

5.3 Sammenstillingstegning

Posisjons tegninger er blitt produsert til delene og den sammenstilte mekanismen. Dette er gjort for å visualisere mekanismene grafisk, og kan fungere som en sammenstillings manual.



Figur 51 Sammenstillings tegning

Fig 47 viser en modell av en 2U cubesat med vår mekanisme på. Mens Fig 48 viser Bill of materials til sammensetting av prototyp.

PARTS LIST			
ITEM	QTY	PART NUMBER	DESCRIPTION
1	1	Cubesat2U	Placeholder (bare model)
2	1	Baseplate	Copper
3	2	Feste for bladfjær	Alu 6061-T6
4	2	Hengsel for solcellepanel (BASE)	Alu 6061-T6
5	2	Hengsel for solcellepanel (EXTERNAL)	Alu 6061-T6
6	2	4mmx80mm Stang	Klemt ende for å låse
7	4	Bladfjær	Model
8	4	antenne 20cm	Standard dimensjoner
9	2	Festemekanisme antenne rev3	3d print i plast
10	2	Solcellepanel for torsjonsfjær	Placeholder(model)
11	32	DIN 912 M2x6	STEP AP214
12	28	DIN912 M2_Hex_nut	
13	4	Antennefeste Ø3	Alu 6061-T6
16	2	Festemekanisme solcelle	
17	2	nylontråd	Knytes rundt antenner
18	2	GLØDEtråd	

Figur 52 Bill of materials

6. Produksjon og Prototyp

I hovedoppgaven vår har det blitt produsert en prototype av mekanismen som oppholder krav fra cubesat standard [1]. Den er blitt produsert på UiT Narvik.

6.1 Maskinering av deler

Delene som har blitt designet i CAD programvare har blitt maskinert her på UiT, der labansvarlige har vært veldig hjelpsom og vist høy kompetanse. Det ble levert ferdigstilte produksjonstegninger den 7.Mai, og alle deler var ferdigmaskinert den 25.05.21. Disse delene ble levert med toleransene som ble satt. I figurene vist nedenfor ser man delene til mekanismene før de monteres på modell.



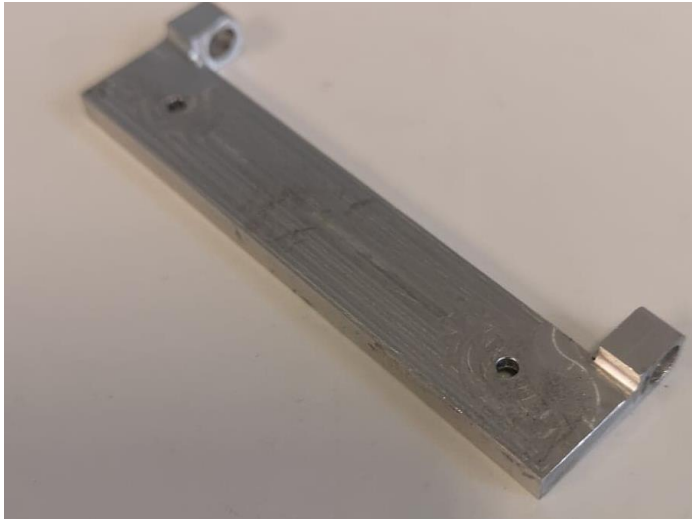
Figur 53 Stang til Hengsel

Stangen skal klemmes på endene når den er ferdig montert for å fastlåse den. Det skal også føres på torsjonsfjærer som gruppen har produsert.



Denne delen skal monteres på satellitt med nedfelte M2 skruer.

Figur 54 Solcelle hengsel base



mellom hengsel vist i fig 50.

Denne hengselen skal monteres på stang

Figur 55 Hengsel som solcellepanel skal festes i



på satellitten.

Denne delen skal festes på flat fjær og deretter skrues fast i festet

Figur 56 Antennens oppkoblings punkt

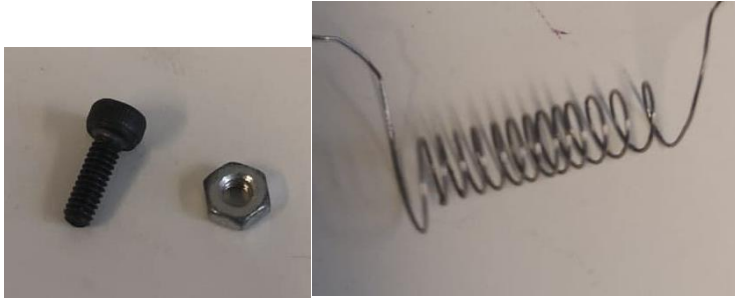


Figur 57 Feste til flatfjær for antenner

Denne delen skal fungere som festet til den flate fjæren, vinkelen fjæren ligger i vil resultere i en V-formasjon på antenne under transport og lagring.

6.2 Innkjøp av standard komponenter

Gruppen har kjøpt inn noen standard størrelse komponenter til mekanismene våre, da disse ikke var tilgjengelig på universitetet. Vi måtte bestille skruer Din912 M2, fjærstål og glødetråd for thermal cut. Disse innkjøpene har vi budsjettert og bruker da mindre enn budsjettert på dette.



Figur 58 hån dreid torsjonsfjær

Figur 59 M2 skruer og mutter

6.3 Sammenstilling

Som en del av sammenstillingen har vi produsert en modell cubesat som skal fungere som en base for mekanismene samt som en presentasjon av oppgaven.



Figur 60 1:1 skala av cubesat2U til tørk etter lakk

Denne skala modellen av en 2U cubesat blir brukt for å montere baseplate med mekanismene på. Gruppen vil bruke denne for presentasjonen av oppgaven.



Figur 61 Montert prototyp av antenne mekanisme

På figur 62 ser man den flate fjær i åpen posisjon, bruker 2 flate fjærer per antenne for demonstrasjon da demo antenne veier 3 ganger så mye som prosjektert kopper antenne.



Figur 62 Prototyp i stowed posisjon, antenner



Figur 63 Viser solcelle hengsel i stowed posisjon

Figur 63 og 64 viser prototypen i en stowed posisjon, der det har blitt brukt teip får å holde nede antenner og hengsel da glødetråd som er bestilt ikke er kommet.

6.4. Funksjonstesting

Etter at gruppen sammenstilte prototypen av mekanismen på en skala modell av en cubesat ble det utført funksjonstest av hele systemet, der mekanismene har blitt fastlåst i en lagret posisjon og det elektriske systemet har gjennomført sin oppgave før mekanismene til slutt ble kuttet løs og fikk utføre oppgaven sin. I prototyp har gruppen brukt en servomotor tilkoblet vårt elektriske system for å simulere en thermal cut. Dette ble gjort grunnet en forsinkelse i leveranse av glødetråd som er bestilt.

Resultat av funksjonstest er at prototyp utfører oppgave etter antagelser.

6.5 Evaluering

Dette avsnittet skal ta for seg hvordan den endelig prototyp står i forhold til krav listen som ble laget tidligere i prosjektet.

Kategori	Under-kategori	Spesifikasjoner	Foreslått komponent	Ønske/Krav	Ferdig/Ikke ferdig
Struktur	Dimensjoner	Mekanismen må følge Cubesat standard dimensjoner	83 mm diameter	Krav	Ferdig, alle deler følger krav
		Mekanisme kan ha max høyde fra normalen til sidene på cubesat	6.5 mm	Krav	Ferdig, alle deler følger krav om 6.5 mm
	Masse	Totalvekt på Cubesat 2U skal ikke overstige 2,66kg	120g	Ønske	Ikke ferdig, Hele mekanismen har totalvekt på 140g.
	Konstruksjon	Mekanisme skal ha minimal innvirkning på Cubesat		Ønske	Ferdig, mekanisme og alle dens komponenter er på utsiden av satellitt
	Material	Må tåle spenninger/temperaturer å møte cubesat standard	Aluminium 6061-T6/7071	Krav	Ikke ferdig, delene til prototyp bruker billigere å mer tilgjengelig aluminium.
Funksjoner		Mekanisme skal slå ut kun etter 15 min fra deployment fra P-POD	Timer som starter når cubesat forlater P-POD	Krav	Ferdig, prototyp har elektrisk release av mekanismen.
		Mekanisme må ha tilgang til strøm for å utføre deployment	Anslått 10w	Krav	Ferdig.
		P-POD kan ikke brukes til å holde på plass antenne og solceller under transport		Krav	Ferdig, mekanisme er fullstendig

					uavhengig av P-POD
		Passer til 1U,2U og 3U cubesat		Ønske	Ferdig, designet vårt skal passe Cubesat 1U,2U og 3U
Styrke	Krefter	Mekanisme må tåle vibrasjoner mellom 20-2000 Hz		Krav	Ikke Ferdig, prototyp har ikke gjennomgått vibrasjons test.
		Mekanisme må tåle å bli usatt for 3g		Krav	Ikke ferdig, ingen test utover funksjonstest av mekanisme har blitt utført
		Mekanisme må tåle temperaturer ned til 120grader og opp til 150grader celsius		Krav	Ikke Ferdig, prototyp har ikke blitt testet i forskjellige temperaturer.

Tabell 10 Kravspesifikasjoner i forhold til levert prototyp

I denne tabellen ser man hvilke av kravene og ønskene som ble satt tidlig i prosjektets gang, og at krav satt for styrke ikke er blitt gjennomført. Dette blir forklart nærmere i kapitel 7. Prosjektet har oppfylt de fleste krav som gruppen har satt.

7. Diskusjon / refleksjon

7.1 Prosjekt styring

Prosjekt styringen har godt bra, det har ikke vært mye uventet som har skjedd under denne aktiviteten, det er et lite unntak her, hvor det har blitt brukt mere tid på denne aktiviteten en planlagt. Den overordnede styringen av dokumenter, og Excel ark, har tatt mere tid enn forventet. Ville planlagt 4-5 timer hver uke til denne aktiviteten i retrospekt.

7.2 Prosjekt beskrivelse

Det har vært noen avvik i forhold til prosjektbeskrivelsen. I all hovedsak har vi hatt problemer med budsjettering av tid, hvor enkelte aktiviteter har tatt mye lengre tid enn antatt, noe som har gjort at vi måtte avslutte flere aktiviteter vi hadde planlagt, alle disse aktivitetene er i henhold til testing av produktet, slik som vibrasjon, vakuum, og temperatur tester av systemet.

7.3 Litteraturstudiet

Etter en lang oppstart på hovedoppgaven, med prosjektbeskrivelse som hoved fokuset i starten, gikk gruppen over på ett litteraturstudie. Strategien under studiet var å finne så mye info som mulig, samle dette for å så gå gjennom alt å plukke ut de viktigste elementene for oss. Allerede da ble det klart at dette var en tøff oppgave med mange utfordringer. Cubesat Design specifications rev 13 har blitt brukt gjennom hele hovedoppgaven, der hoved elementet fra denne er kravene til størrelse og plass en cubesat kan okkupere. Vi startet denne oppgaven på bar bakke, men etter en gjennomført studie har vi klart å ende opp med en prototype som skal oppfylle kravene vi selv har satt, oppdragsgiver har satt og krav satt av standarder. Vi har gjennom hele prosjektet brukt den info vi samlet gjennom litteraturstudiet og sitter nå på god kompetanse ovenfor Cubesat og dens komponenter.

7.4 Design

Det har vært mange problemer under design fasen av denne hovedoppgaven. Problemene startet allerede under Prosjekt beskrivelsen, vi satt av 90 timer til design aktiviteten der det i realiteten har blitt brukt flere hundre timer på denne delen av prosjektet.

Etter fullført litteraturstudie startet vi aktivt med design aktiviteten, hvor vi begynte å se på hvilket design vi ville videreutvikle, og hvilke kriterier vi måtte forholde oss til. Hvor mye av design beslutningene er diktert av krav satt av oppdragsgiver og standarder for Cubesat og P-POD. Et problem vi støtet på er hvor utrolig liten alle komponentene vi skal designe er fordi vi har 6,5 mm ut fra satellitten til rådighet, og dette har vært et gjengående problem under hele design fasen.

Et annet problem vi støtet på tidlig i design fasen, er hva som innebærer i design fasen, hvor det ikke bare er arbeid i et CAD-program med 2D og 3D tegninger, noe som vi hadde sett for oss, men alle beslutninger som er knyttet opp mot design. Det vil si, alle krav satt av oppdragsgiver, standarder, hvordan den skal se ut, hvordan den skal fungere, hva komponenter består den av, hvilken type material det bestå av, hva skal maskineres og produseres, hva må bestilles, hvor det skal bestilles fra, hvem skal bestille, hvem skal betale, og den menneskelige treghets faktoren. Alt dette har skapt store forsinkelser i aktiviteten fordi det ikke var med i planlagt tid i forhold til aktiviteten. Dette har vært en veldig lærerik prosess for oss å se hva som må bli tatt hensyn til når man lager en timebudsjettering, og hvor mye tid en slik aktivitet kan ta.

Vi har hatt mange forskjellige revisjoner av våre design, i all hovedsak kommer dette problemet fra gruppen ville at produktene vi produserte skulle være så lett, og liten som mulig. Da kommer det tidligere nevnte problemet med at alle våre komponenter er så små, blandet med gruppens manglende kompetanse innenfor maskinerings feltet. Noe som skapte svakheter i vårt design, for eksempel at det ikke ville være nok gods rundt hengslene, og maskinerte hull. Dette har også vært svært lærerikt for oss, da når vi tar avgjørelser i designet vårt, må det bli tatt hensyn til hvordan det skal maskineres i designet vårt, slik at man ikke ender opp med ett produkt som ikke lar seg realistisk gå fra CAD fil til en virkelig komponent.

Det har også blitt brukt lang tid for å produsere gode 2D tegninger, slik at det skulle være lett og enkelt for maskinistene som skal produsere våre deler. Noe som var litt uforventet var at det tok den tiden det gjorde, hvor det var mange flere faktorer å ta hensyn til en tidligere antatt, slik som toleranser på de maskinerte delene, center linje og ruhet på overflatene både utpå komponentene, men også i hullene til hengsel. Vår veileder har vært til enorm hjelp når vi produserte disse tegningene, denne kunnskapen kommer til å være veldig bra for oss å ta med oss videre etter bacheloren er ferdig. Vi hadde ett ønske om å få laget en 3D printet komponent som kunne fungere som låsemekanismen vår, men pga tidspress har ikke denne blitt produsert.

7.5 Materialvalg, beregninger og det elektriske system

Fra Teori studiet vårt har vi sett at det er flere typer material som var egnet for de utfordringene som måtte komme av å være i verdensrommet, vi endte opp med å velge Aluminium 6061-T6 til de fleste komponenter, da dette materialet er lett å arbeide med, har høy resistans mot korrosjon, hvor den ene hengselen må være i annet material, eller ha noen form for belegg/coating.

Det har vært noen problemer rundt beregninger som har blitt gjort, det har vært misforståelser av hvor og hvilke formler som skal bli brukt, for eksempel trodde gruppen at vi trengte enkelte standarder for å finne støttende formelverk til beregning av blad fjæren, hvor det ble brukt en del tid på dette. Vi har lånt en fjærhåndbok fra veileder. Denne boken har vært til god nytte når vi kalkulert på vår torsjonsfjær, hvor vi kryssjekket enkelte ligninger vi fant på internett, for å se om de var tilstrekkelige.

Vi har funnet tilstrekkelig formelverk til flatfjær, men har ikke fått utført kalkulasjoner på vår fjær, men vi har sett at det er fysisk mulig. Dette gjorde vi med et målbånd, hvor vi klippet opp målbåndet til de vi mente var riktige størrelsene, og prøvde disse målebånd fjærene. Hvor vekten av den prosjekterte antennen veier opp mot 3 gram, hvor vi testet en penn som veide 10 gram, dette klarte den utmerket.

Utviklingen av det elektriske system har vært litt utfordrende, siden vi i gruppen har liten med erfaring med koding og signal styring. Hvor mye av problematikken vært rundt tid tagningens elementet, hvor etter hvert fant vi ut at det fantes mange veldig gode bibliotek til Arduino som har mange gode funksjoner, hvor vi valgte å bruke en av disse bibliotekene for å hjelpe å løse dette tid tagnings problemet.

Et annet problem vi støtet på er kjøttfeil, altså brukerfeil, hvor det ble brukt 2 dager på å bug fiksing av koden, og koden ble skrevet på nytt flere ganger, fordi den ikke fungerte som den skulle. Det viste seg at det var en koblings feil vi hadde gjort. Frustrasjonen var veldig stor da dette ble oppdaget, siden koden fungerte som den skulle etter Arduinoen var koblet opp riktig. Dette viser bare hvor viktig det er å se over alt av koblinger som er blitt gjort flere ganger, og ha gode tegninger å følge etter, slik at dette ikke skjer.

Det har også vært utfordrende å finne tilstrekkelig formelverk for temperatur til et Thermal cut system. Hvor vi har vært nødt til å basere våre beregninger på en ganske omfattende Youtube video, noe som ikke er gunstig, fordi vi har ikke hatt muligheten å verifisere denne likningen med andre likninger fra bøker eller andre referanser, noe som skaper usikkerheter. Vi hadde lyst å teste ut hvorvidt denne likningen var tilstrekkelig med et eksperiment som tok temperaturen til kabelen, men dette ble de ikke tid til, per nu 25.05.2021 har vi ikke fått vår Nicromium 80 kable, som ble bestilt den 7.Mai.

7.6 Prototype

For at gruppen skulle være fornøyd med hovedoppgaven vår, måtte vi lage en prototype av mekanismen. Prototypen ble fullført og ferdig testet to dager før innleveringsfrist av hele rapporten. Gjennom designfasen har vi utført enkle tester av fjærsystemet vårt og samtlige viste oss at fjæren var kapabel til å utføre utslaget. Mens fjæren for utslag av solcellepaneler var ennå ikke verifisert i praksis før første test av prototypen. Det ble bestilt fjærtråd, glødetråd, stålstang til hengslene og noen små 2mm skruer for sammenstilling av prototypen. Aluminiumen vi trengte for å prototype mekanismen kommer fra maskin laben på UiT Narvik sammen med Akrylen som ble bruk til skala modell av en 2U Cubesat. Fra tegningene ble levert den 7. Mai til maskinist på lab her på UiT, har vi jobbet daglig med å få ferdigstilt prototypen, der vi har tilbrakt mye tid på lab der vi har pusset og slipt delene når de kommer produsert ut fra godset.

Pussingen og sliping var en nødvendighet fordi det var problematisk å maskinere ut de siste millimeterne på enkelte deler, hvis det skulle maskineres ville det ta mye lengre tid, enn tiden det tok for oss å slipe de ned på slipelabben.

Når vi fikk fjærtråden vi bestilte fra Furgoo, merket vi først at vi ikke har fått tilstrekkelig bestilt tråd. Vi skulle ha 2 meter med tråd, og fikk 1 meter, noe som kunne vært problematisk om noe av tråden ble ødelagt under dreieprosessen, eventuelle andre problemer skulle oppstå med tråden. Heldig vis gikk dette bra, vi fikk produsert 4 torsjonsfjærer som fungerer, med det er tydelig hvilken fjær som ble produsert først, og hvilken som ble produsert sist etter hvor bra de ser ut. Dette viser bare at praksis fungerer.

Vi hadde noen småproblemer under boringen av hullene til våre flate fjærer, hvor det viste seg å være lurt å bore hullene før vi kuttet fjærene til sin ønskede størrelse. Dette er fordi det ble problematisk å holde fast fjærene under boring, slik at det ble lite gods rundt hullene, og hullene ble ikke på riktig plass.

7.7 Testing

Det har ikke blitt utført noen av de testene vi hadde planlagt i forprosjektet vårt, dette kommer av en dårlig utført timebudsjettering i forprosjektet. Vi hadde som tidligere nevnt brukt for mye tid på design som gjorde at prototypen vår ikke var ferdig før den siste uken av bachelor oppgaven vår, dette så vi kom til å skje halvveis i oppgaven, da vi så at vi allerede hadde dobbelt antall timer i design allerede da i forhold til det timebudsjettet vi hadde. Da etter samtale med veileder ble vi enige om å kutte ut aktiviteten Testing da det rett og slett ikke ble tid til dette. Fra oppdragsgiver tidlig i prosjektet var det også klart fra dem at testing av systemer under vibrasjon, vakuum og temperatur var noe som vi kunne utføre om det ble tid til dette. Vi var optimistiske i starten om at dette skulle la seg gjøre, men undervurderte fullstendig hvor komplisert det er å lage ett ordentlig design som oppfyller alle krav.

7.8 Utarbeide sluttrapport/ presentasjon

Rapporten vår har vært under konstruksjon siden starten av prosjektet, der det fortløpende har blitt skrevet i kapitlene våre. Vi har hatt stort fokus på at det skal være tydelig hva vi har holdt på med, og at rapporten skal være strukturert ordentlig slik at den skal være oversiktlig og lett å lese.

8. Konklusjon

Prosjektets formål var å utføre ett litteraturstudie og produsere en prototyp på en utslagsmekanisme for antenner og solcellepaneler på en cubesat 2U, med utvidelse av oppgaven om å lage ett elektrisk styringssystem for mekanismene. Det konkluderes med at målene og utvidelse satt for oppgaven er oppnådd.

Aktiviteten som omhandler testing av mekanismen i et simulert miljø som tilsvarer verdensrommet som ble planlagt tidlig i prosjektet har ikke blitt utført grunnet manglende tid, dette er videre arbeid som må avklares og jobbes videre med før denne prototypen kan monteres på en satellitt. Det elektriske styringssystemet for mekanismen er testet sammen med det mekaniske der utslagsmekanismen utfører jobben nominelt. Resultatet av hele prosjektet er en sluttrapport levert med prototyp på mekanismer innenfor tidsfrist gitt.

Gruppen kan konkludere med at de kravspesifikasjoner som ikke må testes for å verifisere ble oppfylt og at prosjektet er fullført. Det anbefales ytterligere funksjonstesting og fullskala testing i vakuum, vibrasjoner og temperatur tester.

9. Referanser

Referanser

- [1] California Polytechnic State University, «Cubesat Design specification rev 13,» 2015.
- [2] California Polytechnic State University, 6 April 2015. [Internett]. Available: https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/56e9b62337013b6c063a655a/1458157095454/cds_rev13_final2.pdf.
- [3] GOMspace, «GOMspace,» [Internett]. Available: <https://gomspace.com/shop/subsystems/communication-systems/nanocom-ant430.aspx>. [Funnet 1 April 2021].
- [4] ISISPACE, «ISISPACE.nl,» ISISPACE groupe, [Internett]. Available: <https://www.isispace.nl/product/cubesat-antenna-system-1u-3u/>. [Funnet 1 April 2021].
- [5] CubeSatShop, «Cubesatshop,» Cubesatshop, [Internett]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/helios-deployable-antenna/>. [Funnet 08 April 2021].
- [6] R. H. J. S. M. T. Y. R.-S. N. Chahat, «Semantic Scholar,» 2017. [Internett]. Available: <https://www.semanticscholar.org/paper/The-Deep-Space-Network-Telecommunication-CubeSat-Chahat-Hodges/8cd1acef54715d2048fae27e02fde7d57874300b>. [Funnet 09 April 2021].
- [7] «Spectrum.ieee,» [Internett]. Available: <https://spectrum.ieee.org/aerospace/satellites/new-antennas-will-take-cubesats-to-mars-and-beyond>. [Funnet 2021].
- [8] S. G. S. J. Fortescue. Peter, «Spacecraft Systems Engineering,» i *Spacecraft Systems Engineering*, John Wiley & sons, Ltd, 2011, p. 256.
- [9] «esmat.esa.int,» 2009. [Internett]. Available: http://esmat.esa.int/Publications/Published_papers/STM-279.pdf. [Funnet 11 05 2021].
- [1] Lesjøfors AS, «lesjoforsab,» [Internett]. Available:
0] <https://www.lesjoforsab.com/no/produkter/fjaerer/>. [Funnet 09 April 2021].
- [1] I. James D. Whiteside, «Youtube,» 3 April 2018. [Internett]. Available:
1] <https://www.youtube.com/watch?v=QNS0LrlRHbs>. [Funnet 2021].
- [1] R. H. S. G. T. K. E. W. Bastian. Peter, Elektroteknisk formelsamling, Elforlaget, NELFO, 2017.
2]
- [1] cubesat, «cubesat.org,» [Internett]. Available:
3] https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/5806854d6b8f5b8eb57b83bd/1476822350599/P-POD_MkIIIRevE_UserGuide_CP-PPODUG-1.0-1_Rev1.pdf. [Funnet 2021].
- [1] «acxesspring,» [Internett]. Available: <https://www.acxesspring.com/torsion-spring-rate-force-constant.html>. [Funnet 2021].
4]

- [1 Lesjöfors, Fjäderhandboken, Karlstad, 1990.
5]
- [1 «acxesspring spring calc,» [Internett]. Available: [https://www.acxesspring.com/spring-constant-](https://www.acxesspring.com/spring-constant-units.html)
6] [units.html](https://www.acxesspring.com/spring-constant-units.html). [Funnet 2021].
- [1 E. J. R. Wolf. Peter T, Fjäderhandboken, Karlstad: Lesjöfors AB, 1990.
7]
- [1 P. F. D. S. P. M. N. A. M. M. Santoni. Fabio, «Sciencedirect,» [Internett]. Available:
8] <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576513004037>. [Funnet 2021].
- [1 «Metallurgyfordummies,» [Internett]. Available: [https://www.metallurgyfordummies.com/do-](https://www.metallurgyfordummies.com/you-know-the-stress-corrosion-cracking.html)
9] [you-know-the-stress-corrosion-cracking.html](https://www.metallurgyfordummies.com/you-know-the-stress-corrosion-cracking.html). [Funnet 2021].
- [2 Aerospace & advanced composites, «Coldweld.aac-reserch,» Aerospace & advanced
0] composites, [Internett]. Available: <https://coldweld.aac-research.at/fretting/>. [Funnet 2021].

10. Vedlegg

Vedlegg 1: KTR skjema	10 sider
Vedlegg 2: Oppgave tekst	1 side
Vedlegg 3: Endrings dokument for testing	3 sider
Vedlegg 4: Tekniske tegninger	7 sider
Vedlegg 5 Timebruk og Gant	1 side
Vedlegg 6: Vedheft data	1 sider
Vedlegg 7: Kode til styringssystem	2 sider
Vedlegg 8: Utregninger fra Excel	2 Sider
Vedlegg 9: Prosjektbeskrivelse	29 sider
Vedlegg 10: Statusmøte 1	8 sider
Vedlegg 11: Statusmøte 2	21 sider
Vedlegg 12: Ukeslutt notater	9 sider.
Vedlegg 13: Timeskriving	Excel