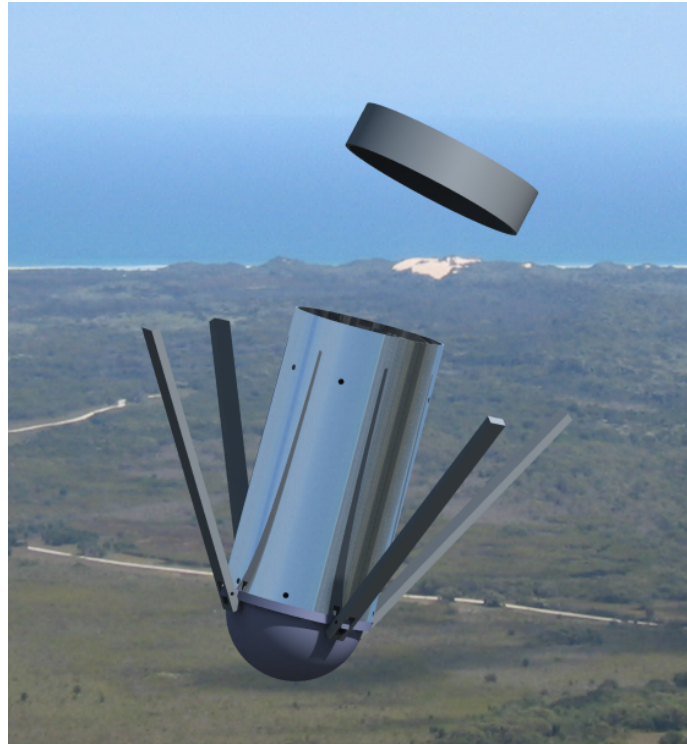




CHALMERS



Möjlighetsstudie av en sond stor som en burk

A Feasibility study of a can-sized satellite

Kandidat arbete för Automation och Mekatronik, Maskinteknik

Kevin Christoforidis Johansson
Alice Dalevi
William Gustavsson
Patrik Niens

INSTITUTIONEN FÖR INDUSTRI OCH MATERIALVETENSKAP

CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2024
www.chalmers.se

KANDIDATARBETE 2024

Möjlighetsstudie av en sond stor som en burk

Ett kandidatarbete utfört på Chalmers Tekniska Högskola av:

Kevin Christoforidis Johansson
Alice Dalevi
William Gustafsson
Patrik Niens

Med handledning från:

Dag Henrik Bergsjö
Carlos Xisto



CHALMERS

Institionen för Industri- och Materialvetenskap
Industrial and Materials Science
Grupp 22 (Rocket League)
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA
Göteborg, Sverige 2024

Möjlighetsstudie av en sond stor som en burk

Skapad av:

Kevin Christoforidis Johansson

Alice Dalevi

William Gustafsson

Patrik Niens

Handledare: Dag Henrik Bergsjö, Industri- och Materialvetenskap

Carlos Xisto Mekanik och Maritima vetenskaper

Examinator: Dag Henrik Bergsjö, Industri och materialvetenskap

Kandidatarbete 2024

Institutionen för Industri- och Materialvetenskap

Chalmers Tekniska Högskola

SE-412 96 Göteborg

Telefon +46 31 772 1000

Cover: Prototype of a probe in its first separation stage.

Typeset in L^AT_EX

Printed by Chalmers Reproservice

Gothenburg, Sweden 2024

A Feasibility study of a can sized satellite
Möjlighetsstudie av en sond stor som en burk
Kevin Christoforidis Johansson
Alice Dalevi
William Gustavsson
Patrik Niens
Institutionen för Industri och Materialvetenskap
Chalmers Tekniska Högskola

Abstract

This project was based on the American competition CanSat, where every team was tasked with creating a can-sized satellite to launch with a rocket. The task in this specific case was to study the feasibility of developing a satellite based on the dimensions of an American 355ml can, without the actual rocket launch. Using "trial and error" as the primary approach for mechanical design was established early on and complemented by the integration of Arduino for electrical systems and sensors. Basic theories in fluid mechanics and mechatronics were also utilized. Every subsystem was tested individually, to ensure they worked as intended.

The final prototype did reach a mostly satisfactory result with some subsystems not fulfilling the requirements set prior to the tests. Other subsystems were left out, due to time constraints. Overall, the project showed that it is feasible to create a can-sized satellite. However, more time and resources would be needed to reach a product that complies entirely with the requirement list and can partake in the actual competition.

Keywords: CanSat, satellite, feasibility, American, rocket, fluid mechanics, Arduino

Tackord

Denna rapport är en del av ett kandidatarbete inom institutionen för Industri- och Materialvetenskap (IMSX16) på Chalmers Tekniska Högskola. Arbetet pågick under vårterminen 2024 och omfattade totalt 15 högskolepoäng. Det syftade i huvudsak till att undersöka möjligheten att skapa en sond stor som en burk.

Vi vill tacka vår examinator Dag Henrik Bergsjö för att han konstant har varit behjälplig med alla olika delar i projektet. Oavsett om det har varit rapportskrivande eller att diskutera tekniska lösningar. Vi vill också uttrycka ett speciellt tack till vår handledare Carlos Xisto, för att han har varit till stor hjälp inom fluid- och aerospace relaterade delar av vårt projekt.

Vi vill även tacka Alfred Wäpling för att ha hjälpt till med konstruktionen av kroppen till sonden.

Slutligen vill vi också tacka ledningen på Chalmers, som har gjort projektet möjligt och också bistått med ekonomiska resurser till oss.

Kevin Christoforidis Johansson

Alice Dalevi

William Gustavsson

Patrik Niens

Göteborg, Maj, 2024

Lista över termer

Här presenteras termer som anses nödvändiga att förklara för gemene läsare. Dessa kan komma att användas löpande i rapporten i sammanhang där deras betydelse inte är uppenbar för någon ej involverad i projektet.:

Nedstigningshastighet	Hastigheten ett objekt faller rakt mot marken i.
Cansat	Namnet på tävlingen som projektet baseras på, används också för att beskriva den sond som ska konstrueras.
BPS	Bits per sekund, antalet bits som överförs per sekund.
LOS	Line of sight, när något befinner sig i siktlinje.
Nyttolast	Avser lastkapacitet för en raket. Syftar på sonden.
Bracket	Innuti skalet, som elektroniken monteras på
Aerobrake	Luftbromsen till sonden
Integer	Datatyp som representerar heltal inom programmering
Tumling	Kraftig, okontrollerade rotation
Intressent	En individ eller organisation som påverkas av, eller har inflytande över, ett systems utformning eller existens.
Board	En form av kretskort som kan ta emot data och utföra olika kommand utefter kod. På denna kan även sensorer och batteri kopplas.

Nomenklatur

Här beskrivs de variabler som används i matematiska formler eller för tekniska beskrivningar.

Variabler

C_d	Drag-koefficient
ρ	Luftdensitet [kg/m^3]
v	Hastighet [m/s]
A	Projicerad area [m^2]
m	Massa [kg]
g	Gravitationsacceleration [m/s^2]
S	Sträcka [m]
t	Tid [s]
L	Armlängd på aerobrake [m]
D	Nosdiameter på aerobrake [m]
θ_i	Vinklar [rad]
$a_{x,y,z}$	Accelerationsvektorer [m/s^2]

Komponentlista

Alla komponenter som används för konstruktionen av Cansat, inkluderar mjuk- och hårdvara.

Radiokommunikation

- Arduino Uno Rev3
- Arduino IDE
- Shield
- Serial Port Utility
- Antenner
- APC220
- USB till TTL konverterare
- PCB headers
- PCB sockets
- Kablar M - F
- Kablar M - M
- Kablar F - F

Sensorer och material

- Accelerometer Gravity I2C Triple Axis
- Fallskärm
- Temperatursensor Gravity Analog LM35
- Stål
- PET material 3D-printer
- Dragfjädrar
- Silvertejp

Innehållsförteckning

Lista av termer	8
Nomenklatur	10
Komponentlista	11
Bilder	14
Tabeller	15
1 Introduktion	1
1.1 Bakgrund	1
1.2 Syfte	1
1.3 Avgränsning	1
1.4 Samhälleliga och etiska aspekter	2
2 Metod	3
2.1 Metod teori	3
2.2 Motivering av metod	3
2.2.1 Kravspecifikation	4
2.3 Test, Verifiering och Validering av resultat	4
2.3.1 Planerade tester	4
2.3.2 Större planerade tester	5
2.3.3 Validering av resultat	5
3 Designprocess	7
3.1 Presentation av Designprocess	7
3.2 Fallskärm	7
3.2.1 Experiment - Fallskärm	8
3.2.2 Resultat - Fallskärm	9
3.2.3 Sammanfattning - Fallskräm	10
3.3 Aerobrake	11
3.3.1 Experiment - Aerobrake	12
3.3.2 Resultat - Aerobrake	12
3.3.3 Sammanfattning - Aerobrake	13
3.4 Mekanisk design	14
3.4.1 Nosen och ben	15
3.4.2 Bracket och lock	16

3.4.3	Utskrift och montering	19
3.5	Radiokommunikation	21
3.5.1	Arduino	21
3.5.2	APC220 radiomoduler	21
3.5.3	Experiment - Radiokommunikation	23
3.5.4	Resultat - Radiokommunikation	24
3.5.5	Sammanfattning - Radiokommunikation	25
3.6	Sensorer	26
3.6.1	Accelerometer	26
3.6.2	Experiment - Sensorer	27
3.6.3	Resultat - Sensorer	27
3.6.4	Sammanfattning - Sensorer	28
4	Resultat	29
4.1	Sammanfattning av resultat	29
5	Diskussion	31
5.1	Diskussion av metoden	31
5.2	Evaluering mot Kravspecifikation	31
5.3	Begränsningar	33
5.4	Rekommendationer	34
5.4.1	Material	34
5.4.2	Hårdvara	34
5.4.3	Fallskärm	34
5.4.4	Aerobrake	34
5.4.5	Arduino mjukvara	35
5.4.6	Tester	35
6	Slutsats	36
	Bibliography	37
A	Appendix	1
A.1	Cansat Krav	1
A.1.1	Operational requirements	1
A.1.2	Structural Requirements	2
A.1.3	Mechanism Requirements	3
A.1.4	Electrical Requirements	3
A.1.5	Communications Requirements	4
A.1.6	Sensor Requirements	4
A.1.7	Ground Station Requirements	5
A.1.8	Flight Software Requirements	6
A.2	Arduino Kod	7
A.3	Data från Serial Port Utility	10
A.4	Kravspecifikationen	13

Bilder

3.1	Nedstigningshastigheten som funktion av radien på fallskärmen.	8
3.2	Nedstigningshastigheten som funktion av vinkeln på armarna.	12
3.3	Aerobrake med tre ben monterade	15
3.4	Bracket för elektronik	16
3.5	Lock till sonden	17
3.6	Sonden med infälld aerobrake	18
3.7	Aerobrake med separerad anslutningspigg	19
3.8	Prototypen för aerobraken	20
3.9	Valsade stålkroppen till prototypen	20
3.10	Kopplingschema för APC220 radiomodul till kretskort	23
4.1	QR kod till video på test av sond med fallskärm	29
4.2	QR kod till video på test av sond med aerobrake	30
4.3	QR kod till video på kast av aerobrake	30
4.4	QR kod till video på test av aerobrake från parkeringshus	30
A.1	Accelerometer för 0°	10
A.2	Accelerometer roll värdet för 45°	10
A.3	Accelerometer roll värdet för 90°	10
A.4	Accelerometer pitch värdet för 45°	11
A.5	Accelerometer pitch värdet för 90°	11
A.6	Temperatursensorns uppvisade temp	11
A.7	1:a temperatur minskningen	11
A.8	2:a temperatur minskningen	12
A.9	3:e temperatur minskningen	12
A.10	4:e temperatur minskningen	12
A.11	Kravspecifikation (del 1/3)	13
A.12	Kravspecifikation (del 2/3)	14
A.13	Kravspecifikation (del 3/3)	15

Tabeller

2.1	Förkortad kravspecifikation	4
3.1	APC220 radiomodul konfiguration	22
3.2	Räckviddstest för sonden	24
3.3	Signalstyrka för olika tidsintervall under tre tester	25
3.4	Roll och Pitch vinklar	27
3.5	Utomhus- och uppmätt temperatur	28
5.1	Förkortad kravspecifikation	32
A.1	Operational requirements.	1
A.2	Structural requirements.	2
A.3	Mechanism requirements.	3
A.4	Electrical requirements.	3
A.5	Communications requirements.	4
A.6	Sensor requirements.	4
A.7	Ground Station requirements.	5
A.8	Flight Software requirements.	6

1

Introduktion

1.1 Bakgrund

I snart ett århundrade har exploration av rymden varit av stort intresse inom forskningsvärlden. För att kunna möta framtidens utmaningar kring rymden kräver det att dagens studenter får bästa möjliga förberedelse för att jobba inom industrin. Det är ur denna önskan att utbilda studenter om logistiken kring utforskning av rymden som projektet CanSat kommer. Startat av "The American Astronautical Society" med syftet att ge studenter en unik möjlighet att jobba med hela utvecklingsprocessen, från att designa till att skjuta upp sina egna sonder under förhållanden så verklighetstrogna som möjligt. Målet är att tillverka nyttolasten till en raket med syftet att genomföra ett simulerat uppdrag likt något en rymdmyndighet kan tänkas göra. Lag från hela världen reser till USA för att delta, dock har de senaste åren inte ett enda svenskt lag deltagit. Förhoppningen är att denna studie ska ge en utgångspunkt för ett framtida deltagande i CanSat tävlingen av ett lag från Chalmers.

1.2 Syfte

Syftet med projektet är att genomföra en möjlighetsstudie på tillverkningen av en sond stor som en amerikansk 355 ml dryckesburk. Projektet är kopplat till en amerikansk tävling riktad mot universitetsstudenter "CanSat" där målet är att konstruera en nyttolast stor som en dryckesburk som sedan ska utföra flera uppgifter som simulerar ett uppdrag likt det en rymdraket genomför.

1.3 Avgränsning

För att skapa ett mer överkomligt projekt kommer det att avgränsas med avseende på tillgängliga resurser (material/budget), tid och gruppens sammanlagda kunskap inom ämnet. Arbetet kommer inte att innefatta en funktionell raket. Fokus läggs istället på den kommunikativa delen av satelliten och en eventuell separationsfas. Detta är för att det inte kommer finnas resurser till att bygga en fungerande raket och att gruppen saknar kunskap inom ämnet. Projektet begränsas även till ett prototypstadium, vilket innebär att vissa delar/material för prototypen kan komma skilja sig från en fullt fungerande modell. Projektgruppen kommer dessutom inte att delta i den riktiga CanSat-tävlingen, eftersom arbetet går ut på att undersöka

rimligheten i att dimensionera och bygga satelliten. Det finns heller ingen möjlighet att delta i detta skede.

Projektet begränsas av budgeten satt av CanSat tävlingen, som är 10 000 kr. Det kan komma att påverka valet och omfattningen av komponenter och sensorer som kan implementeras i prototypen. Målet är att försöka följa kraven enligt CanSat, men vissa av dem utesluts. Detta beror på att vissa krav anses vara för tävlingstekniska eller komplexa. Följande krav kommer inte att följas: C1, C2, C3, C8, C12, S8, S9, S10, M8, X1, X2, X3, G9-15 och F3-6. En komplett lista på krav finns att hitta i Appendix.

1.4 Samhälleliga och etiska aspekter

Sonden innehåller en rad olika sensorer och instrument. Det är därför viktigt att bedöma hur informationen kring detta kan komma att användas eller påverka samhället i olika utsträckning. För det första, kan informationen som framställs i detta arbete, eventuellt användas till samhällsskadande aktivitet. Det kan innebära olika typer av vapen, insamling av känslig data eller spaning. Det är särskilt viktigt att beakta, med dagens säkerhetspolitiska läge. En annan aspekt kan vara hur arbetet kan påverka och eventuellt öka det generella intresset för rymd- och satellitforskning i samhället. Förhoppningsvis leder ett ökande intresse till bättre teknologi och innovation inom detta område.

Det är också viktigt att utvärdera den eventuella miljöpåverkan av CanSat-projektet. I detta fall sker allt på en liten skala och påverkan är därför mycket låg. Men det betyder inte att man ska sluta sträva efter att minska den negativa påverkan, i form av bättre teknologier eller material. I helhet ska projektet präglas av öppenhet och transparens, när det kommer till att presentera information.

2

Metod

2.1 Metod teori

För att ha en startpunkt på projektet sökte gruppen efter tidigare iterationer av Cansat projekt. Då hittades bland annat ESPA [ESPA:CWR, 2018], en guide för europeiska versionen av tävlingen. Denna guide var dock ägnad åt gymnasieelever och hanterades som en inspirationskälla istället för guide. Därefter skapades en egen kravspecifikation utifrån den skapad av Cansat.

Enligt NASA Systems Engineering Handbook [NASA, 2018] skulle en kravspecifikation av projektet itereras fram genom undersökning av intressenters önskemål. För det här projektet kunde CanSat ses som enda intressent då det enda sättet att delta i tävlingen är att uppfylla samtliga krav och bedömningen sker mot hur väl dessa krav uppfylls. CanSats önskemål presenterades redan i en kravspecifikation vilket eliminerade den annars svåra uppgiften att tolka intressentens önskemål som krav. Med CanSat som enda intressent och önskemålen tydligt presenterade i en färdig kravspecifikation var första steget inte nödvändigt: tolkning av önskemålen. Den systematiska processen som projektet följer är inspirerad av designprocesser från [NASA, 2018], och som första steg i projektet sammanställdes en ny kravspecifikation utifrån krav från CanSat. Dessa krav ansågs vara viktigast samt genomförbara i mån av tid och resurser. Med projektet avgränsat kunde idégenerering genom brainstorming och undersökningar genomföras för att komma på möjliga lösningar. Ambitionen var att sedan evaluera potentiella lösningar genom fälttest som simulerar det faktiska användningsområdet på ett så verkligt sätt som möjligt.

2.2 Motivering av metod

Projektet beskrivs som en möjlighetsstudie som ämnad undersöka vad som krävs för att i framtiden kunna delta i en CanSat tävling. Målet ansågs därför vara att etablera startpunkter som ett efterkommande projekt kan utnyttja i framtiden. Inspiration har tagits från liknande projekt och guider på dessa projekt för att effektivare ha startpunkter att arbeta ifrån. Alla lösningar är ej möjliga att evaluera från början vilket leder till att lösningar som var enklare och mindre resurskrävande prioriteras. Det finns inte heller möjlighet att iterera för många cykler på befintliga lösningar, vilket innebär att även om lösningen inte uppfyller alla kraven så kan den ingå i den slutgiltiga prototypen. Kontstruktionen av prototypen och de utmaningar som med-

för, oavsett uppfyllda krav, kan vara lärorikt för nuvarande och framtida projekt. Projektets fokus ligger i att testa prototypen mot kravspecifikationen. Målet med experimenten var att i största möjliga mån utsätta konceptet för verkliga förhållanden som ingår i CanSat tävlingen. Kravspecifikationen är en modifierad variant av CanSat:s krav på sonden.

2.2.1 Kravspecifikation

Den slugitliga kravspecifikationen som användes för att evaluera konceptets prestation är för lång för att presentera i helhet. Här redovisas en kortare variant (tabell 2.1) med de krav som ansågs viktigast. Den fullständiga kravspecifikationen går att hitta i appendix, se : A.4.

Tabell 2.1: Förkortad kravspecifikation

	Kriterier	K/Ö	Vikt	Målvärde	Enhet	Verifiering	Referens
4.2	Hastighet Aerobrake	K		>30	m/s	test	CanSat
4.3	Hastighet Fallskärm	K		>5	m/s	test	CanSat
6.1	Sända Data	K		1	gångar/s	test	CanSat
9.1	Vikt	K		900 ±10	g	test	CanSat
5.3	Batteritid	K		2	h	test	CanSat
2.3	Mät intern temperatur	K			Celsius	test	CanSat
2.4	Mät rotation uppragsfas	K			rpm/rotation	test	CanSat

2.3 Test, Verifiering och Validering av resultat

På grund av de avgränsningar som gruppen kommit fram till kommer projektet avslutas i prototypstadiet. Följande tester skall genomföras för att testa delkomponenterna:

2.3.1 Planerade tester

Fallskärmen: Testas på enklaste möjliga sätt. En vikt kopplas till den och sedan släpps den från olika höjder. Förloppet filmas och därefter kan nedstigningshastigheten bestämmas genom att studera videon noggrant. Det är viktigt att välja en vindstilla dag för att bibehålla kontroll över testet och inte äventyra säkerheten. Speciellt vid högre höjder, då det finns en tendens för objektet att driva iväg med vinden.

Aerobraken: Skall testas på två olika sätt: vindtunnel och stabilitetsverifiering. Vindtunneltesterna tillser att ta fram rätt luftmotståndskoefficient som sedan används i beräkningarna för nedstigningshastigheten. Stabiliteten verifieras genom att

släppa en replikerad sond med aktiverad aerobrake från en höjd och sedan studera ifall det finns tendenser till tumling.

Sensorer: Testas enklast genom att kontrollera sensor datan mot verklig data. Exempelvis kan en temperatursensor testas genom att läsa av en termometer och jämföra den information mot den som sensorn skickar. Först bör detta ske i en kontrollerad miljö, exempelvis inomhus, för att sedan testas i ute. Detta för att tävlingen sker utomhus.

Radiokommunikationen: Testas genom att upprätta kontakten mellan mikrokontroller och dator genom vald radiokommunikation. Mikrokontrollen flyttas kontinuerligt, och marktrustningen verifierar att informationen skickas från den utan avbrott. För att testa hur stabil signalen är i olika förhållanden kan radiokommunikationen även testas i terräng. Slutligen kräver uppdraget även den etablerade kommunikationslänk mellan sonden och markstationen är stabil genom uppskjutets alla stadium. Detta är nödvändigt för att säkerställa att sondens mekaniska funktioner och telemetri fungerar optimalt. Ett längre stabilitetstest ska därför testa sonden för att kunna undersöka eventuella mätfel som inte uppstår under kortare intervaller.

2.3.2 Större planerade tester

Två större tester med mer än en delkomponent kommer att ske, dessa är:

Släpp från bro, Aerobrake: En vikt på 1 kg limmas på botten av aerobrakern, för att simulera vikten på sonden. Sedan släpps den från en hög bro (ca 45 meters höjd) för att observera hur den rör sig under ett fall. Målet är att den skall falla rakt, med konen nedåt, och bromsa fallet.

Släpp från hög bro, Sond + Fallskärm: Fallskärmen fästs på sonden, som består av bracket samt den elektronik som används och kroppen (sitter runtom bracket som skydd). Denna släpps också från en hög bro, för att kontrollera att radiokommunikationen är kontinuerlig under hela fallet. Dvs. mikrokontrollern skickar information från sensorerna 1 gång/sek enligt Cansat kraven [AAS, 2023]. Målet är att ha en bra kommunikation helt utan avbrott där den information som skickas är korrekt.

2.3.3 Validering av resultat

Alla delkomponenterna testas med önskade resultat som mål. Det vill säga, alla delkomponenter har specifika krav uppsatta av cansat tävlingen [AAS, 2023] som gruppen har bearbetat till sina egna krav, vilket hittas både i appendix A.4 och ovan i 2.2.1. De kraven skall mötas. Testerna utförs i antingen i steg som exempelvis aerobrakern och fallskärmen eller i en omgång som accelerometern.

När testerna klassas som lyckade görs antingen nästa test eller klassas delkom-

ponenten färdig. En färdig delkomponent kan användas med resten av de färdiga komponenterna för att bilda den slutgiltiga prototypen.

3

Designprocess

3.1 Presentation av Designprocess

Delkomponenterna för projektet presenteras på ett speciellt sätt. Då projektet inefattar utveckling och test av flera individuella system så upplevs läsningen mer sammanhängande när varje system presenteras i sin helhet var för sig. Därför kommer varje systems bakomliggande teori, utveckling, test och resultat att presenteras var för sig i detta kapitel.

3.2 Fallskärm

Uppdragsbeskrivningen nämnde specifikt att en fallskärm ska användas (krav M7). Dessutom ställdes ett krav på att fallskärmen skulle bromsa sondens nedstigningshastighet till "lägre än 5 m/s". Kravet beskrev inte någon specifik tid eller avstånd efter det att fallskärmen utlösts som denna hastighet ska uppnås, därför tolkades kravet som att en inbromsning till under 5 m/s ska uppnås någon gång under nedstigningen efter det att fallskärmen utlösts. Designen på fallskärmen är fri att välja efter gruppens egna önskemål. I brist av kunskaper om fallskärmar påbörjades arbetet genom att göra antaganden om form och design på fallskärmen. Simplast antogs en rund fallskärm vara.

För att få förståelse för erforderliga dimensioner gjordes beräkningar på en rund fallskärm. Med utgångspunkten att bromskraften ges av: [White, 2016]

$$F_b = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * C_d * A \quad (3.1)$$

Tillsammans med Newtons andra lag:

$$m * a = m * g - F_b \quad (3.2)$$

Då accelerationen ska vara noll fås:

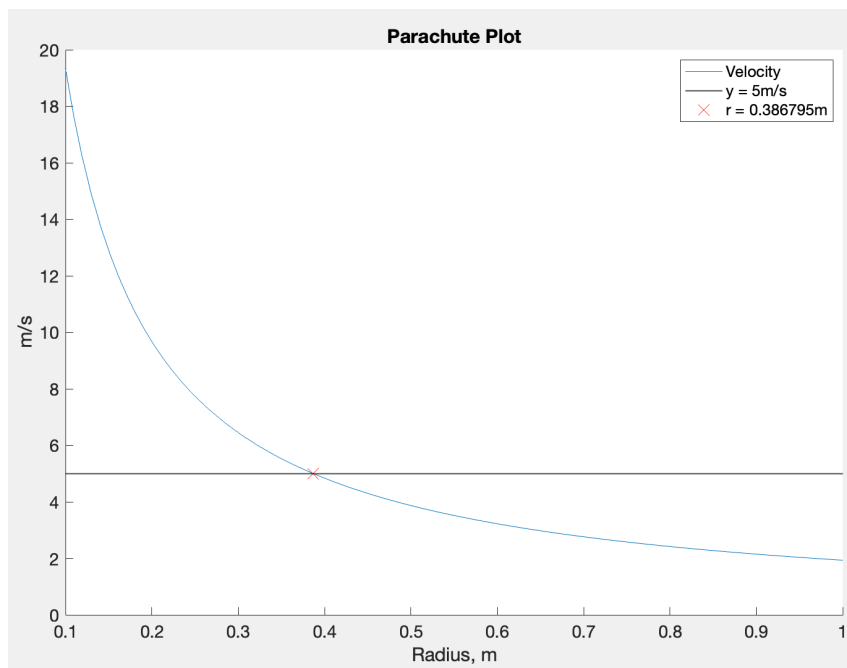
$$0 = m * g - F_b \quad (3.3)$$

vilket tillslut leder till:

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho C_d A}} \quad (3.4)$$

Där A är ett runt tvärsnitt av fallskärmens area projicerat mot marken, det ger $C_d = 1.17$ [Sighard, 1965] som standardvärde för runt tvärsnitt (Ur tabell). MATLAB används för att ställa upp v som en funktion av radien (Areal) på fallskärmen. Resultatet visar att en rund fallskärm kräver en radie på ca 400 mm för att uppfylla hastighetskravet med viss marginal. Se figur 3.1

Figur 3.1: Nedstigningshastigheten som funktion av radien på fallskärmen.



Beräkningarna gav djupare förståelse för dimensionering av en fallskärm till sonden. De verifierade att en fallskärm liten nog för att få plats i sonden var möjlig att implementera. Konstruktion av en fallskärm krävde kunskaper med symaskin långt bortom projektgruppens erfarenheter. Efter vidare undersökning online upptäcktes en stor gemenskap för drönare på nätet som producerar och säljer miniatyrfallskärmar. En godtycklig fallskärm med bra dimensioner specad för last på 900g och nedstigningshastighet 4.1m/s antogs vara tillräckligt bra och skickades efter.

3.2.1 Experiment - Fallskärm

Fallskärmen testades på följande vis: En 1 kg tung vikt kopplas till den och sedan släpptes den från tre olika förbestämda höjder (3m, 10m och 45m). Förloppet

filmades och därefter kunde nedstigningshastigheten (v) approximeras genom att studera videon noggrant. Höjderna testades stegvis, vilket innebar att ett lyckat test krävdes för att avancera till nästa höjd. Denna metod ansågs säkrast då de första testerna främst sågs som funktionstest av fallskärmen. Flera iterationer genomfördes vid varje höjd förutom det sista för att säkerställa ett pålitligt resultat. Det sista testet genomfördes enbart en gång av logistiska skäl, att sätta upp och genomföra testet tog för lång tid för att genomföra flera gånger. Det första testet ämnade visa att fallskärmen fungerade och kunde fällas ut snabbt nog utan risk för tumling. Vid ett lyckat första test skulle det andra testet genomföras som ett utökad funktionstest som också testar ifall vikten var väldimensionerad. Enbart om de två första ansågs lyckade skulle det sista testet genomföras för att främst användas till att bestämma nedstigningshastigheten. Ekvationen som används här är följande:

$$S = v * t \implies v = \frac{S}{t} \quad [m/s] \quad (3.5)$$

Där t i detta fallet är tiden där objektet faller med konstant hastighet och S är sträckan under samma tid. Det är viktigt att välja en vindstill dag för att bibehålla kontroll över testet och inte äventyra säkerheten. Speciellt vid högre höjder, då det finns en tendens för objektet att driva iväg med vinden.

3.2.2 Resultat - Fallskärm

Fallskärmen presterade väl i samtliga tester. Det första testet på 5 meter genomfördes från en trappa. Resultatet blev att fallskärmen vecklades ut väl och att vikten på 1 kg bedöms vara rimlig för högre höjder. Testet genomfördes 3 gånger, samtliga var lyckade.

Fallet på 10 meter genomfördes från ett hustak. Testet gav vidare bekräftelse att fallskärmen kunde vecklas ut och hantera vikten på 1 kg. Den högre höjden möjliggjorde viss uppskattning av nedstigningshastigheten dock var resultatet från testen imperfekta då vinden förde fallskärmen in mot fasaden på byggnaden vilket fick den att tumla. Detta testet genomfördes tre gånger, varav ett misslyckat då fallskärmen vecklades ut fel, därav föll vikten snabbare till marken. Testen ansågs trots det lyckade, då de gav vidare försäkran om att fallskärmen gick att testa på högre höjder.

Det sista testet genomfördes enbart en gång på grund av logistiska problem kring släppet av fallskärmen. Testet genomfördes från en bron på en uppskattad höjd av 45 m. Även här presterade fallskärmen väl, den vecklades ut och hanterade vikten utan problem. Fallet var ostört fram till dess att fallskärmen träffade ett staket 2 m över marken. Den högre höjden och längre falltiden ger goda möjligheter för uträkning av nedstigningshastigheten. Det uppskattades att fallskärmen var i luften cirka 10 sekunder och ger därmed en nedstigningshastighet på 4.5m/s enligt ekvation (3.5). Testet ansågs därför lyckat.

3.2.3 Sammanfattning - Fallskräm

Fallskärmen presterade mycket väl i alla tester och troligtvis väl nog för att användas i CanSat tävlingen. Ett problem med fallskärmen är den relativt stora volym som den tar upp. En stor utmaning med tävlingen är hur det lilla utrymmet ska användas optimalt. Eventuellt går det att förvara fallskärmen inuti sonden på ett sätt så att den får plats, annars kan en annan fallskärm som tar mindre plats krävas. Det valda arduinobrädet kan också vara värt att byta ut mot ett mindre specialdesignat kretskort som då kan göra plats för fallskärmen. Platsbristen ledde också till att den tänkta mekanismen för att släppa ut den inte fick plats.

3.3 Aerobrake

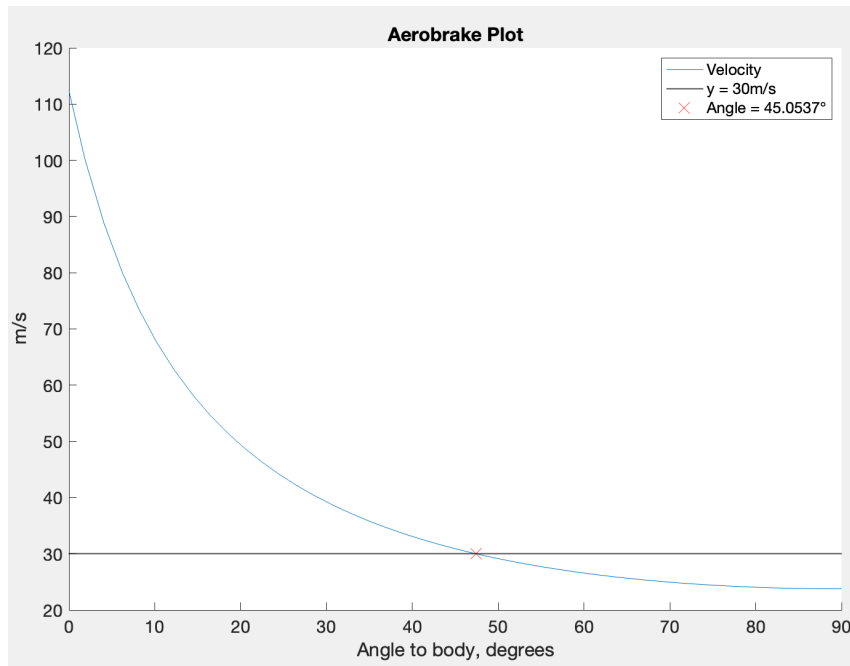
Kravet om att aerobraken ska fungera som nose-cone till raketten ströks när det blev klart att projektet inte ska involvera en raket. Att stryka kravet känns än mer befogat med tanke på att det var nytt för årets CanSat-tävling och därför kan komma att vara irrelevant för framtida tävlingar. Med möjliga designar på aerobrake än mer fri så lades fokus på uppgiftsbeskrivningen. I steg två av Cansat Mission Guide:s "Mission Overview" del ställdes kravet att aerobraken skulle "öppnas" under fallet: "the Cansat shall open an aero-braking heat shield" [AAS, 2023]. Tolkningen av den här beskrivningen är att aerobraken ska på något sätt öka sin verkan och kan därför inte enbart vara en statisk del som konstant jobbar för att bromsa sonden med samma verkan. Som sista steg så ska aerobraken "släppas" från sonden: "the Cansat shall release the aero-braking heat shield". Aerobraken måste inte bara kunna fällas ut vid önskad höjd och sedan hänga med till marken, den måste också släppas från sonden i samband med att fallskärmen släpps ut.

Olika utformningar på aerobraken föreslogs och diskuterades, slutsatsen blev att någon form av tyg eller plast borde vara enklast för att kunna ha en utfällbar aerobrake med så få rörliga delar som möjligt. Den slutgiltiga lösningen blev fyra armar som med fjädrar trycks ut längs höljet på sonden med en skärm av tyg eller plast som sitter mellan armarna likt ett nät. För att hindra att armarna åker ut för tidigt hålls de på plats mot höljet av ett lock som går att släppa med en mekanism från insidan på sonden; då armarna inte längre hålls på plats trycker fjädrarna ut dem och håller dem på plats så att sonden bromsas mer av det nu utfällda nätet. Med en annan mekanism skulle aerobraken sedan separeras från sonden efter dess att önskad fallhöjd nås. Lösningen valdes främst för att den ansågs enklast med minst antal rörliga delar och simpel design vilket minimerar tiden och arbetet som krävdes för att konstruera den.

För aerobraken undersöktes den erforderliga vinkeln gentemot höljet för att uppnå önskad hastighet. Samma formler som för fallskärmen användes med skillnad att den projicerade tvärsnittsarean är en kvadrat och att utformningen av aerobraken kan liknas vid en kon, vilket ger: $C_d = 0.5$. [Sighard, 1965] Den projicerade arean beror på vinkeln som armarna har mot höljet och beräknas som:

$$A = \frac{L^2}{2} = \frac{1}{2}(2 \sin \theta * L + D)^2 \quad (3.6)$$

L är längden på armarna, D är diametern på nosen. Med samma formel som användes till fallskärmen (ekvation 3.4) kan hastigheten räknas ut som en funktion av vinkeln θ . Se figur: 3.2

Figur 3.2: Nedstigningshastigheten som funktion av vinkeln på armarna.

Sedan beräknades hastigheten beroende på vinkel till höljet med MATLAB. Resultatet gav att minsta möjliga vinkel var ca 47.4° mot höljet. Dock är denna uträkning problematisk då $C_d = 0.5$ gäller för koniska objekt vilket är enbart då $\phi = 60^\circ$. Dessutom var nosen på sonden inte en spets, alltså stämmer med största sannolikhet inte att $C_d = 0.5$. Det faktiska värdet på C_d skulle etableras i ett senare skede med hjälp av en vindtunnel. Uträkningarna användes som riktvärden för att kunna konstruera en prototyp.

3.3.1 Experiment - Aerobrake

Aerobraken testas på två olika sätt: vindtunnel och stabilitetsverifiering. Vindtunneltesterna tillser att ta fram rätt luftmotståndskoefficient som sedan används i beräkningarna för nedstigningshastigheten. Stabiliteten verifieras genom att släppa en replikerad sond med aktiverad aerobrake från en höjd och sedan studera ifall det finns tendenser till tumling. Som med fallskärmen så testas stabiliteten och nedstigningshastigheten genom släpp från höjderna 3, 10 och 45 meter. Med ökande fallhöjd för varje lyckat test.

3.3.2 Resultat - Aerobrake

De första två testerna genomfördes med enbart aerobraken utan vikt, för att verifiera designen. Det första släppet från 3 meter visar att aerobraken föll stabilt och kunde även räta upp sig efter att ha kastats eller släppts med nosen pekandes uppåt. Från 10 meter föll den också med nosen nedåt och kunde räta upp sig, testet visade även att nosen höll när den träffade backen. Det tredje testet på 45 meter genomfördes med en 1 kg vikt fäst till aerobraken. Initialt föll den stabilt med bromsande effekt. Kort efter släppet började den dock tumla och lyckades inte räta upp sig med nosen

nedåt innan den träffade backen. Tester med vindtunnel var planerade men hann aldrig genomföras.

3.3.3 Sammanfattning - Aerobrake

Resultatet för aerobraken var tvetydigt. De två första testen var lyckade och visade uppenbar bromsverkan med god stabilitet även vid okontrollerade kast. Det slutgiltiga testet kan anses misslyckat, men utan flera iterationer blir det svårt att helt avfärda designen. Troligtvis kan det bero på vikten som användes, med en bättre fördelning av vikten där viktcentra hamnar närmare nosen som i 3 och 10 meter testen kanske stabiliteten förbättras. Det förekom starka vindar då testet på 45m gjordes. Troligtvis fångade vinden aerobraken tidigt och i kombination med ett viktcentra på ett ofördelaktigt ställe, ledde det till tumlande kring denna punkt. Om möjligheten för flera iterationer hade getts, skulle testet genomföras med en betydligt större koncentration av vikten i botten. Experiment med små hål i aerobraken för ytterligare stabilitet, kunde också vara en bra möjlighet för ytterligare utveckling.

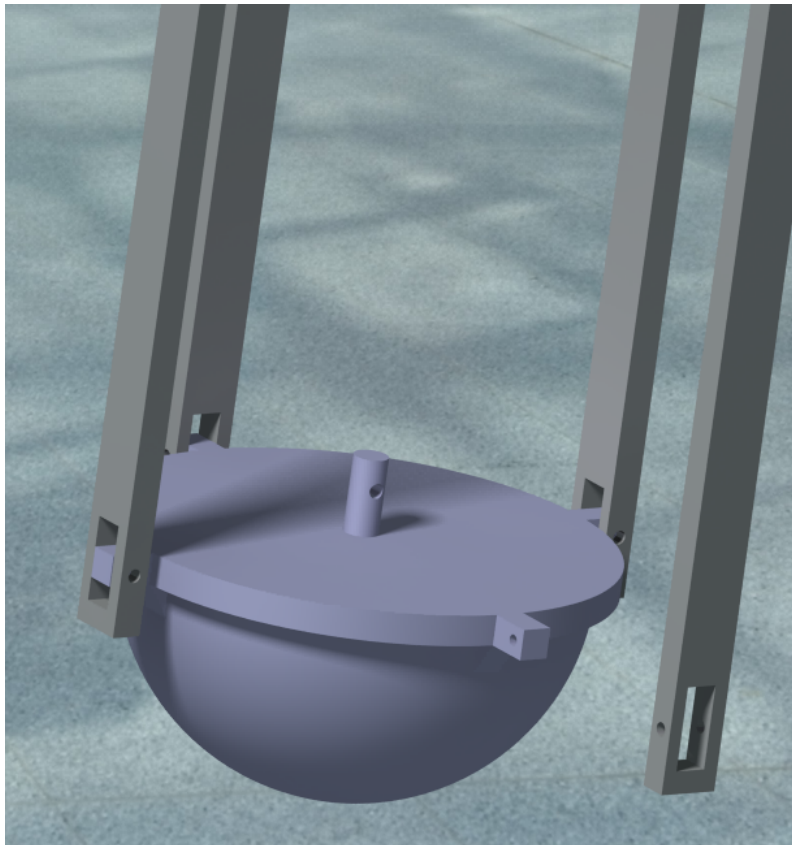
3.4 Mekanisk design

Den mekaniska konstruktionen tas fram genom handgjorda skisser och CAD-programvara. Grundprincipen är att utgå från en 355 ml amerikansk burk till kropp för sonden, implementera plats för elektronik/mekanismer och bygga på en aerobra-ke. Syftet med designen är att uppfylla kraven A.4 med hänsyn till avgränsningarna. Designen som tas fram, behöver nödvändigtvis inte vara den bästa, tidsbrist begränsar möjligheten för att iterera. För att implementera plats för elektronik och mekanismer, behöver en typ av bracket finnas inuti sonden. Denna ger stabilitet för burkens tunna väggar och plats för att fästa elektronik på. Aerobra-ken behöver inte få plats inuti burken, utan denna ska sitta på utsidan. Den hålls enkel i konstruktionen för att minimera felpunkter. Inspirationen till den är ett upp och nedvänt paraply, som förväntas fungera väl för ändamålet. Sondens ska även vara enkel att demontera, för att underlätta arbete och underhåll. Det är något som bör tas i beaktelse vid CAD-modelleringen.

När den digitala modelleringen är tillfredsställande, kan utskrivning av delar ske. Detta görs med hjälp av en 3D-printer. Majoriteten av delarna printas men kroppen till sonden kan behövas göras i metall. Denna görs eventuellt genom svarvning eller valsning och skapar en mer rigid kropp. När samtliga delar finns att tillhandahålla, monteras de enligt tidigare CAD-modellering. Detta sker enklast i Prototyp-labbet på Chalmers.

3.4.1 Nosen och ben

Den mekaniska designen av sonden gjordes i CATIA V5, som är en CAD-programvara. Här kan enkelt enskilda komponenter skissas upp och monteras tillsammans, för att ge en god visuell representation. Utgångspunkten är en amerikansk 355ml burks dimensioner (12.2*6.62cm). Den första utmaningen är att designa en aerobrake som enkelt kan fästas och lossas från burken. Den ska dessutom vara stabil under fritt fall. Följande design tas därför fram (se figur 3.3):

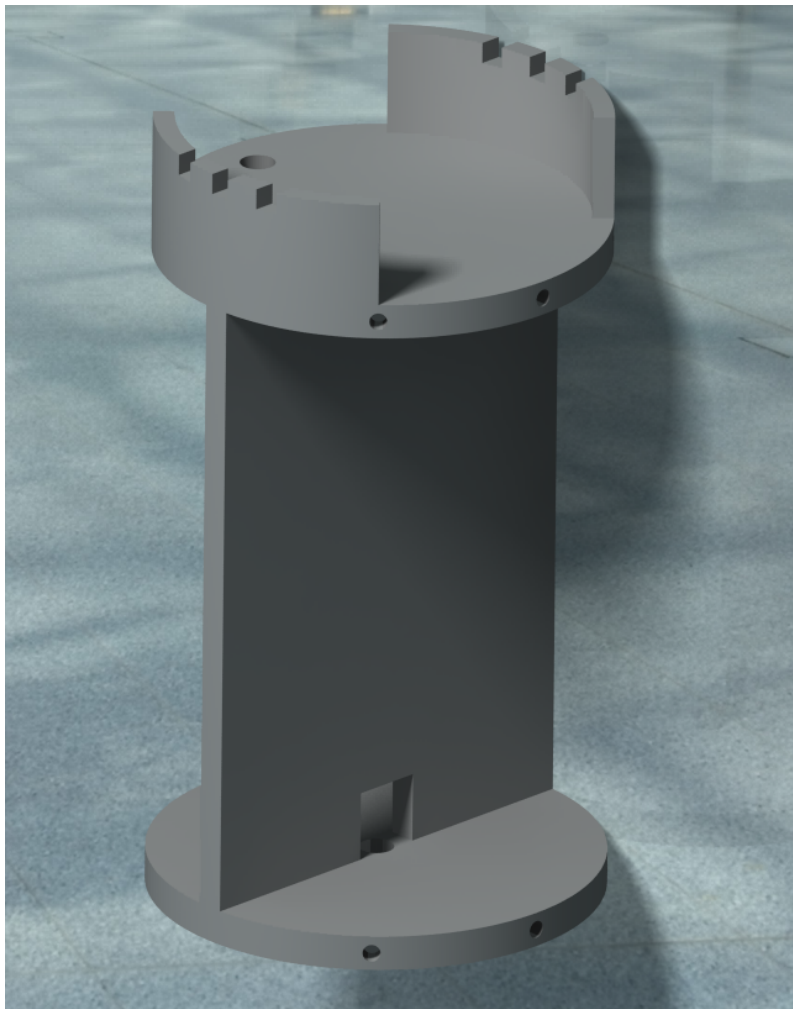


Figur 3.3: Aerobrake med tre ben monterade

Piggen i mitten agerar som en sprint när den förs in i burken. Konceptet är tänkt att fungera genom en mekanism som håller fast aerobraken i hålet på piggen och samma mekanism lossar även från hålet. Vid bestämd höjd separerar alltså aerobraken från sonden. Resterande horisontella utbyggnader, är där de fyra benen fästs. Det finns även ett vinkelstopp under varje benfäste, för att stoppa utfällningen av benen vid rätt vinkel (55°). Dessa fälls ut genom bladfjädrar som trycker mot kroppen. Endast benen räcker inte för att bromsa sonden till önskad hastighet, utan konstruktionen behöver kläs i tejp. Det innebär att den liknar ett upp och nedvänt paraply med aerobraken aktiverad, vilket också är inspirationen.

3.4.2 Bracket och lock

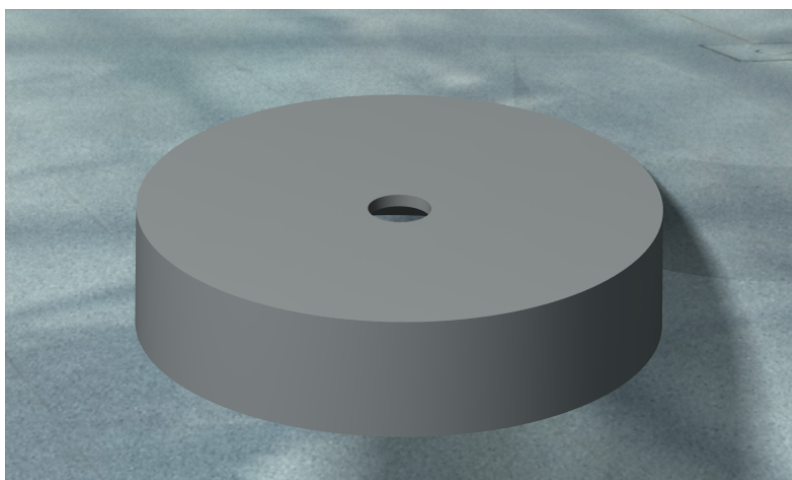
Nästa steg är att skapa en typ av bracket för elektroniken att sitta på men även för att skapa stabilitet i den ihåliga och relativt tunna burken. Följande design tas därför fram(se figur 3.4):



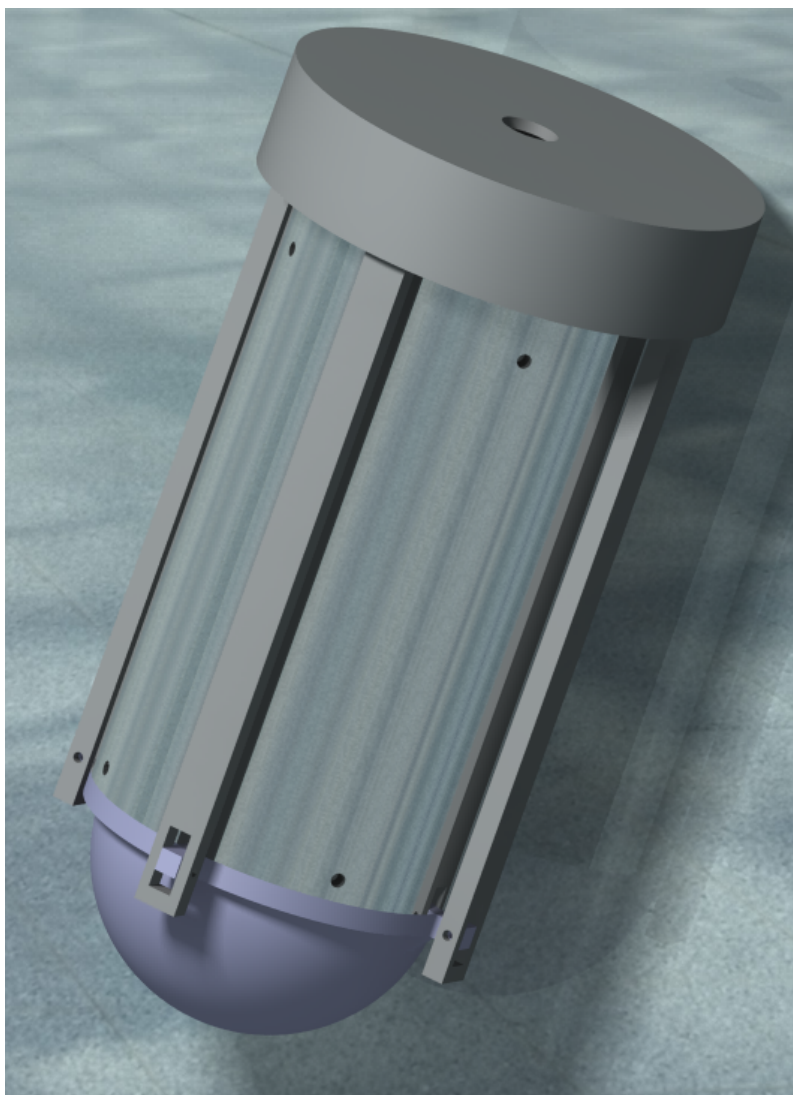
Figur 3.4: Bracket för elektronik

Hålet längs ner i mitten är där piggen från aerobraken går in. Hålen pekades utåt horisontellt är skruvhål för att fästa burken i bracketen. Toppen av konstruktionen är tänkt att husera fallskärmen och dess mekanism. Mekanismen till fallskärmen är tänkt att fungera genom att dra en rem över den med löstagbar sprint. Vid rätt höjd lossas sprinten elektroniskt och fallskärmen släpps ut. Beroende på hur elektroniken sitter, kan det tillkomma fler skruvhål vid efterbearbetning. Eftersom all elektronik och mekanismer sitter på bracketen, gör det att arbeten och underhåll enkelt kan genomföras.

Den sista vitala delen för hela konstruktionen är locket. Denna tillser att benen hålls fast längs med kroppen på sonden vid uppstigning. Locket sitter kvar genom friktion som skapas av att benen vill fjädra ut (se figur 3.5):



Figur 3.5: Lock till sonden

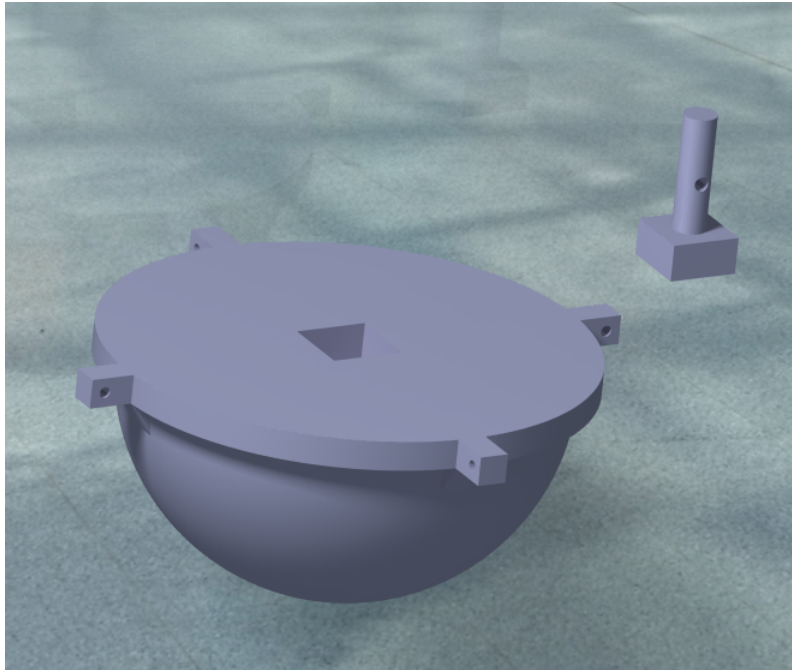


Figur 3.6: Sonden med infälld aerobrake

Hålet i mitten är till för en eventuell ballongs snören. När sonden släpper ballongen, kommer en metallbricka på snöret dra med sig locket från insidan då den stiger upp i luften. Därmed släpps benen på aerobraken ut. För att sätta ihop alla delar, användes assembly funktionen i programmet. Tejpen till aerobraken visas inte för att tydliggöra designdetaljer. Sonden kan ses figur 3.6:

3.4.3 Utskrift och montering

Nästa steg i processen är att montera det som tidigare gjordes digitalt i CAD. För att göra detta, behöver alla delar skrivas ut med hjälp av en 3D-printer. Materialet som används i printern är PET. Ett problem uppstår dock här, piggen i mitten till aerobraken behövs separeras från övriga konstruktionen. Detta för att det inte finns ett bra sätt skriva ut på, utan att kompromissa med hållfastheten. Därför görs följande modifiering innan utskrift (se figur3.7):



Figur 3.7: Aerobrake med separerad anslutningspigg

Nu kan samtliga delar skrivas ut. Innan montering behöver en del bearbetning ske, eftersom stödstrukturer används vid utskrift. Dessa behöver plockas bort med tång och ytorna behöver filas för att passa ihop. Det är också begränsat med skruvstorlekar i Prototypplabbet på Chalmers, där de minsta tillgängliga med passande mutter är M2.5. Därför behövs samtliga hål till aerobrakens ben, borraras ur med ett 2.5 mm borr. Därefter monteras benen på avsedd plats med skruv och mutter för att skapa en gångjärnsmekanism. Övriga hål borraras också ur för att avlägsna spillmaterial från 3D-printern. Ett problem som omedelbart uppstår är bladfjädermekanismen, som får benen att fjädra utåt. Här sker flera experiment med både fjäderstål och tråd. Problemet är att de böjs över sin sträckgräns och fjädrar därmed inte ut tillräckligt. Dessutom knäcks de tillslut av vid upprepade böjningar vid den punkten. Den slutgiltiga lösningen blir därför istället att använda dragfjädrar som fästs på botten av halvklotsformen och drar i benen från utsidan. M4 skruvar används i båda ändarna på fjädrarna för att fästa dem. Detta kan ses tydligt i figur 3.8). Silvertejp väljs även till att klä in aerobraken med, eftersom det är tjockt, stryktåligt och lättillgängligt.



Figur 3.8: Prototypen för aerobraken

Kroppen till sonden skrevs tidigare ut men det anses nödvändigt att göra denna i metall. Därför valsas en 1 mm tjock stålplåt till samma dimensioner för att sedan svetsas ihop. Resultatet blev mycket lyckat med en avsevärt mycket hållfastare enhet än den printade (se figur 3.9).



Figur 3.9: Valsade stålkroppen till prototypen

3.5 Radiokommunikation

Ett av uppdragets krav är att hålla en stabil kommunikationslänk mellan sonden och markutrustningen, från det att sonden lämnar raketerna till att den landar på marken (X4, X5). Detta ska genomföras med en frekvens på 1 Hz.

3.5.1 Arduino

För att ha någon form av radiokommunikation, eller sensorer som samlar in data, krävs någon form av board. I detta projekt användes en Arduino Uno Rev3.

Det är en mikrokontroll baserad board, tillverkad av Arduino, med 2 processorer, ATmega328P och ATmega16U2, där ATmega328P är huvudprocessorn och ATmega16U2 agerar brygga mellan USB uttaget och resten av boarden [Arduino, 2023]. Den har ett strömutfäst, en ICSP header och en omstartsknapp.

Arduino var en board som gruppen hade i åtanke väldigt tidigt. Detta för att det fanns tidigare erfarenhet inom gruppen med just Arduino Uno Rev3, och den möter även en del krav från Cansat [AAS, 2023]. Diametern på sonden ska vara 66,2 mm och längden 122 mm (mått på en amerikansk läskeburk), och arduinon är 53.4 mm bred och 68.6 mm lång [Arduino, 2024]. Enligt tävlingsguiden skall sonden under ett test [AAS, 2023], operera i 60 °C då temperaturen i raketerna under uppsjutet kan bli väldigt hög. Arduinon tål enligt dess data blad [Arduino, 2023], temperaturer mellan -40 °C och 80 °C. Det finns också ett stort utbud, både från arduino och andra tillverkare, av sensorer som fungerar med Arduino Uno Rev3. Sonden skall hållas i drift i minst 2 h när den sätts i raketerna [AAS, 2023], och det går att koppla ett batteri till Arduinon som garanterar detta. Dessutom finns det redskap och material i bland annat CASE-labbet som tillhör eller passar till arduino, med möjlighet att löda på sensorer på en separat arduino shield.

Koden till alla sensorer som används finns i avgränsningar. I koden initieras en variabel kallad "command" som en integer. När command sätts till 1, skickas informationen från APC220 modulen på arduinon till modulen på datorn. När command läser av 2, skickas bara Stop tillbaka från arduinon. Detta görs med hjälp av Serial Port Utility. Kod för sensorerna har hittats på DF Robots egen hemsida, då de har kod som hör till sensorerna där [DF Robot, 2024].

3.5.2 APC220 radiomoduler

När det kommer till radiokommunikationen specificerade kraven att XBEE radios skulle användas, vilket bortsetts från tidigt i arbetet. Detta på grund av begränsningar i kunskap och för att öka frihetsgraden i projektet. Eftersom arbetet är en möjlighetsstudie utforskades andra sätt att utföra uppgiften på och APC220 radiomodulerna med antenner valdes.

För att radiomodulerna ska kunna testas måste de först konfigureras. Detta hanteras av exe.-fil som finns att hitta i enhetshanteraren på en dator. Programmet blir

endast synligt för installation när en av radiomodulerna tillsammans med USB till TTL konverteraren är kopplad till datorn. För projektets ändamål konfigurerades båda radiomodulerna enligt följande (tabell 3.1):

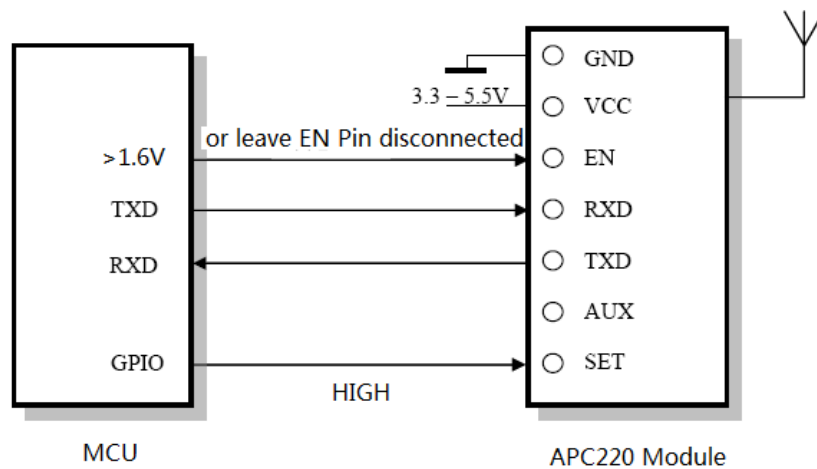
Tabell 3.1: APC220 radiomodul konfiguration

Parameter	Range	Current
RF frequency	Resolution 1KHz, Accuracy $\pm 100\text{Hz}$	434MHz
Series Rate	1200, 2400, 4800, 9600, 19200, 38400, 57600bps	9600bps
NET ID	0-65535 (16 bit)	12345
Series Parity	Disable, Odd Parity, Even Parity	Disable

För att underlätta undersökningen av den upptagna data, som skrivs som ASCII-text till serieporten i Arduino mjukvaran, ansågs det praktiskt att representera datan grafiskt. Då gruppen har erfarenhet inom Python valdes därför detta programmeringsspråk. All data som sonden skickar till datorn sparas i form av en textfil, som sedan exporteras som inmatningsparameter till ett Python skript. Detta skript skapar grafer av den insamlade datan i realtid under uppdragets gång. Därefter kan uppdragets process följas och undersökas med hjälp av grafer för att få en bättre förståelse för vad som sker, hur olika funktioner beter sig och bedöma sondens prestanda.

En APC220 radiomodul som användes, kopplades direkt till Arduino kretskortet och den andra till en dator med en USB till TTL adapter [DF Robot, 2024]. Modulerna tillåter radiosignaler att skickas ut och tas emot, förutsatt att modulerna är konfigurerade till samma bandbredd och frekvens.

Enligt specifikationerna från DF Robot [DF Robot, 2024] har radiomodulerna en räckvidd på ca 1000 meter. I det fall att modulerna skulle misslyckas med att etablera en stabil kommunikationslänk, samt beroende på resurser och tid, finns det planer om att konstruera en yagiantenn. Denna typ av antenn är specialiserad på att fånga upp signaler i en specifik riktning [ESPA:CWR, 2018]. Genom att fokusera mottagningen i en given riktning kan antennens prestanda optimeras för att filtrera bort störningar och maximera signalstyrkan från den avsedda källan. Att ha en sådan antenn kopplad till mark utrustningen under uppskjut ökar chanserna för ett lyckat uppdrag. Enligt tillverkarna till APC220 radiomodul kopplas dem till Arduino enligt följande (figur 3.10):

Figur 3.10: Kopplingschema för APC220 radiomodul till kretskort

Serial Port Utility användes för att kunna läsa av signaler från USB till TTL konverteraren [Serial Port Utility, 2023]. Programmet tillåter för data överföring via COM-portar och tar upp signaler från APC220 radiomodulen i realtid. Den upptagna datan kan sedan sparas ned som textfil eller kopieras till annan programvara. Fördelen med Serial Port Utility är möjligheten att konfigurera bandbredden och på så sätt anpassa det efter radiomodulerna.

3.5.3 Experiment - Radiokommunikation

Radiokommunikationen testas flera gånger i olika iterationer. Målet är att i olika förhållanden upprätthålla kontakten mellan markstationen (vilket är en dator med APC220 modulen med antenn) och arduinon.

Först testas modulerna genom att skicka en variabel till en dator med en frekvens på en gång per sekund. Variabeln är en integer som ökar med 1 för varje signal, vilket gör det enkelt att identifiera om en signal har missat att tas upp. Då meddelandet skickas till en serieport, används ett externt program, Serial Port Utility, för övervakning av inkommande signaler från ett virtuellt USB port. I detta fall är det USB porten med USB till TTL konverteraren och APC220 radiomodulen.

Sedan görs ett distanstest där räckvidden testas ordentligt. Det är viktigt att behålla visuell kontakt med arduinon för att bäst simulera ett verkligt uppdagsförhållande samt att enligt kravspecifikationerna fungerar modulerna optimalt under Line-Of-Sight (LOS) förutsättningar. Detta är för att sonden kommer att befinna sig i luften utan fysiska hinder för sändning.

Uppdraget kräver även att en etablerad kommunikationslänk mellan sonden och markstationen är stabil genom uppskjutets alla stadium [AAS, 2023]. Vilket är nödvändigt för att säkerställa att sondens mekaniska funktioner och telemetri fungerar. Därför bör kommunikation upprätthållas under en länge period för att hitta fel som

inte uppstår under kortare intervaller.

Under sista testet prövas kommunikationen under ett fall. Arduinon tillsammans med fallskärmen och bracket kastas från en hög bro som är ca 45 meter hög. På marken nedanför är markstationen där kommunikationen inspekteras.

3.5.4 Resultat - Radiokommunikation

Nedan följer resultatet från alla tester beskrivna i radiokommunikationens experiment. APC220 modulerna fungerade väldigt bra på kort distans. Informationen skickades en gång per sekund som specificerat och integern ökade med 1 varje gång den skickades. Kommunikationen kunde också upprätthållas under en längre stund. Ibland skippas en eller 2 siffror, vilket indikerar att modulerna kan vara lite känsliga för störningar med på detta avståndet sker det nästan aldrig.

Räckvidstestet gick ut på att mäta upp ett avstånd på 400 meter längs en rak och öppen väg. För att effektivt undersöka signalens stabilitet mättes det upp ett intervall på 50 meter från start till slut. Markstationen placerades vid början av en rak väg medan sonden omplacerades varje 50 meter. Resultaten från både markstationen och sonden dokumenterades vid varje omplacering.

Tabell 3.2: Räckviddstest för sonden

Avstånd (meter)	Signalstatus
0	Stark signal
50	Stark signal
100	Stark signal
150	Stark signal
200	Stark signal
250	Stark signal
300	Måttlig signal med enstaka avbrott
350	Måttlig signal med flera avbrott
400	Ingen signal
450	Ingen signal

Som det kan ses i tabell 3.2 är signalen stabil fram till 300 meter, där avbrott började ske. Vidare efter detta avstånd, mot 350 meter kunde det dokumenteras en exponentiellt ökning i antalet avbrott, tills vid 400 meter, där signalen avbröts helt.

Radiokommunikations stabilitet undersöktes genom att låta modulerna kontinuerligt skicka signaler till varandra i 25 minuter på en avstånd på 10 meter. Detta test upprepades tre gånger för att observera eventuella avikelser.

Tabell 3.3: Signalstyrka för olika tidsintervall under tre tester

Tidsintervall	Test 1	Test 2	Test 3
0-5 min	OK	OK	OK
5-10 min	OK	OK	OK
10-15 min	OK	OK	OK
15-20 min	OK	OK	OK
20-25 min	OK	OK	OK

Signaler var stabil under alla tester (se tabell 3.3). En observation var att vid tidsintervallet 15-20 minuter, uppmärksammades det att accelerometern började ge orimlig data. Detta skedde vid flertal tillfällen, även när sensorn befann sig i ett statistiskt tillstånd.

För att istället simulera ett dynamiskt tillstånd, kastas sonden från en bro med fällskärm. Kommunikationen upprätthöll sig under hela fallet med undantag för några små avbrott stötvís.

3.5.5 Sammanfattning - Radiokommunikation

APC220 modulerna tillsammans med duck antennerna fungerade väldigt bra inom ett visst område. Men när distansen blev för lång slutade kommunikationen vara stabil för att sedan försvinna helt. Värt att nämna är att det står på DF. Robots hemsida att modulen skall klara av att bibehålla signal upp till 1000 m [DF Robot, 2024]. Självfallet är det möjligt att distanstestet inte gjordes i de bästa omständigheterna. Platsen för testet var bakom SB-huset på Chalmers campus Johanneberg. En del bilar och människor hamnade imellan personen som agerande markstation med dator och personen som gick iväg med arduinon och den andra radiomodulen. Kommunikationen tappades för att någonting blockade LOS, men de störningar som skett under tiden innan kan ha bidragit till att den försvann.

Fallet från bron gick som nämnt i resultat väldigt bra. Ingen kommunikation tappades även om det blev små avbrott då och då. Även när bracket, arduino o fallskärm slog i marken bibehölls kommunikation vilket är väldigt bra.

Sammanfattningsvis fungerar APC220 modulerna väl till projektets ändamål. Det finns såklart andra, förmodligen bättre lösningar på radiokommunikationen exempelvis en XBEE radio som Cansat egentligen vill att de tävlande grupperna skall använda [AAS, 2023].

3.6 Sensorer

Sensorerna ska samla in data under uppdragscykeln, vilket gör det av yttersta vikt att de fungerar optimalt och har minimala mätfel.

3.6.1 Accelerometer

Accelerometern används som tiltssensor, med hjälp av denna kan sondens position bestämmas. Sensorn mäter acceleration i tre olika riktningar (a_x , a_y , a_z) och det innebär att om sensorn ligger platt på ett bord, ger den utslag på 1g i z-riktning. Med trigonometriska beräkningar kan stignings- och rullningsvinklar avgöras. Detta görs genom att utgå från jordens gravitation (g) [$\frac{m}{s^2}$], som är en accelerations vektor lodrätt nedåt. Principen som används är följande trigonometri:

$$\tan(\theta) = \frac{\text{motstående katet}}{\text{närliggande katet}} \quad (3.7)$$

I fallet då rotation sker runt x-axeln, ser det ut på följande sätt:

$$\tan(\theta_{rull}) = \frac{a_y}{s} \quad (3.8)$$

Där s är vektorn som bildas av hypotenusan till a_x och a_z . Därav används pythagoras sats för detta:

$$s = \sqrt{a_z^2 + a_x^2} \quad (3.9)$$

Med detta kan rullningsvinkeln θ_{rull} fås:

$$\theta_{rull} = \arctan\left(\frac{a_y}{\sqrt{a_z^2 + a_x^2}}\right) \quad (3.10)$$

För stigningsvinkeln θ_{stig} används samma princip men rotationen sker istället runt y-axeln:

$$\theta_{stig} = \arctan\left(\frac{-a_x}{\sqrt{a_z^2 + a_y^2}}\right) \quad (3.11)$$

Anledningen till att a_x är negativ i täljaren, har med hur kordinatsystemet på accelerometer är definerat. Vid beräkning av vinkeln θ_{stig} används helt enkelt den negativa vektorn av acceleration i x-led. Båda ekvationerna för rullnings- och stigningsvinklar implementeras i koden. Samtliga ekvationer ovan för accelerometer hämtas från [Carbon Aeronautics, 2022]. Notera att accelerometer endast går att lita på, då sonden har nått sin terminala hastighet. Innan dess förekommer ytterligare accelerationer än gravitationen och ger därmed felberäknade vinklar.

3.6.2 Experiment - Sensorer

Här följer metoden för de planerade tester som skall pröva sensorerna. Det beskriver även under vilka förhållanden och parametrar allt testas under.

Accelerometern testas genom att placera sensorn i kända stignings- och rullningsvinklar på en gradskiva. Vinklarna som testas är i båda fallen: $\pm 0^\circ$, $\pm 45^\circ$ och $\pm 90^\circ$. Därefter körs koden och outputn verifieras. Vid små vinkelfel kan det behövas manuella justeringar i koden.

Temperatursensorn testas med samma princip som accelerometern. Placera den i kända temperaturförhållanden med koden aktiv och läs av outputn. Bedömningen görs enbart genom approximeringar av vad som anses rimligt. Det innebär att vid rumstemperatur bör värdet vara kring 20C.

Kameran testas enklast genom att filma en kort video genom arduinokoden och bekräfta att materialet sparas korrekt på SD-kortet. Dessutom bör också kameran kastas från hög höjd tillsammans med fallskärmen. Detta för att testa att den klarar av att filma vid skakningar samt när sonden slår i marken.

3.6.3 Resultat - Sensorer

Följande kapitel visar resultaten utifrån de tidigare beskrivna experimenten till sensorerna.

Accelerometern mätte vinklar på två olika håll. Därmed genomfördes två tester för respektive vinkel (Roll och Pitch) Det gav följande resultat (tabell 3.4):

Tabell 3.4: Roll och Pitch vinklar

Faktiska Grader (ROLL)	Uppvisade Grader
0°	0°
45°	45°
90°	90°
Faktiska Grader (PITCH)	Uppvisade Grader
0°	0°
45°	45°
90°	90°

Accelerometern mätte vinklarna väldigt bra, eventuella fel mätningar dök upp när den hölls skakigt, men för uppdraget sonden skall utföra passar den utmärkt. Bilder på datan finns i appendix A.3.

Temperatursensorns experiment genomfördes utomhus. I och med brist på termometer, kontrollerades temperaturen på SMHI. Enligt dem var temperaturen 13 °C ute i luften och sensorn uppvisade 12.7 °C (se tabell 3.5). Sedan prövades olika se-

narion där sensorn placerades i varmare förhållanden i solen. Detta gav en uppvisad temperatur på 21.48 °C. Därefter lades sensorn i skuggan igen och det noterades att temperaturen som den uppfattade minskade mot 12.70 °C återigen. Bilder på datan finns i appendix A.3

Tabell 3.5: Utomhus- och uppmätt temperatur

Faktisk temperatur	Uppvisad temperatur
13 °C	12.70 °C

OV7670 Kameran undergick samtliga försök till att integreras med arduinon, vilket ledde till anslutningsproblem som inte kunde lösas. För att hålla projektet inom de satta tidsramarna, gjordes beslutet att inte fortsätta försöka och istället prioritera funktionaliteten med redan befintliga delkomponenter. Även om detta betydde att följande kraven inte blir uppfyllda (SN8, SN9), kunde resurserna spenderas mer effektivt på andra håll.

3.6.4 Sammanfattning - Sensorer

Sammanfattningsvis fungerade temperatursensorn och accelerometern på ett tillfredställande sätt. Kameran fungerade inte som tänkt på grund av anslutningsproblem. Cansat tävlingen kräver mer sensorer och mätinstrument [AAS, 2023] såsom pitotröret med differenstrycksensor och en barometer som mäter lufttryck. För att implementera mer sensorer skulle dock en annan form av mikrokontroll användas, som har större möjligheter att kopplas till mer sensorer. Mer om detta finns att läsa om i diskussion.

4

Resultat

Här följer en sammanfattning av samtliga resultat för test av alla komponenter. För mer detaljerat resultat se följande delar:

- Fallskärm: 3.2.2
- Aerobrake: 3.3.2
- Radiokommunikation: 3.5.4
- Sensorer: 3.6.3

4.1 Sammanfattning av resultat

Fallskärmstesten gav bra resultat, den fungerade på både höjder från 5-45 m, och nedstigningshastigheten låg på ca 4.5 m/s vilket uppfyller krav C11 (kan hittas i appendix). Fallskärmen har absolut potential att vara en del av en slutprodukt för sonden i framtiden. I figur 4.1 finns en QR kod till videon på det slutgiltiga fallskärmstestet.



Figur 4.1: QR kod till video på test av sond med fallskärm

Aerobrakens test gav produktiva resultat vid lägre höjder, när ett sista test gjordes på ca 45 meters höjd gick det inte hela vägen. Kort efter släppet började aerobrakern tumla och lyckades inte rätta upp sig innan den träffade marken.

På grund av tidsbrist fanns ingen möjlighet att använda en vindtunnel för att fastställa den verkliga C_d . I figurerna 4.2, 4.3 och 4.4 finns QR koder till samtliga tester med aerobraken.



Figur 4.2: QR kod till video på test av sond med aerobra-ke



Figur 4.3: QR kod till video på kast av aerobra-ke



Figur 4.4: QR kod till video på test av aerobra-ke från parke-ringshus

Radiokommunikationen testades på olika avstånd med APC220 modulerna och fungerade relativt bra. Dvs. när arduinon släpptes från höjden 45 meter hölls kommunikationen igång under hela fallet, de har också kunnat bibehålla kommunikation under en längre tid. Däremot börjar kommunikationen mellan dator och arduino bli dålig på så lite som 300 meter. I terräng har modulerna också svårt att kommunicera med varandra.

Sensorerna som testades var temperatursensor, accelerometer och kamera. Två av tre fungerade. Kameran hade anslutningsproblem till arduino och koden som var nödvändig för funktionaliteten bedömdes ta för lång tid för att felsöka. Temperatursensorn fungerade som förväntat och utförde noggranna mätningar. Tack vare koden kunde accelerometern fungera som en tiltsensor vilket för projektets ändamål fungerade väl. Det upptäcktes dock att den började haverera när radiokommunikation bibehållts under en längre tid. Dessutom började den mäta fel vid för stora störningsmoment såsom skakningar eller slag.

5

Diskussion

Följande diskussion utvärderar de bergränsningar och problem som uppstod under projektets gång, samt rekommendationer för en eventuell fortsättning på projektet.

5.1 Diskussion av metoden

Gruppen avsedde från början att följa någon form av guide för att underlätta starten av arbetet, vilket delvis var det som hände. Det är mycket möjligt att slutprodukten hade sett bättre ut om en sådan guide följts disciplin, men det fanns också ett stort behov av att pressa vidare. Då målet var en färdig prototyp klassades det viktigare att få in material och delkomponenter som gick att testa istället för att utvärdera vilka lösningar som är bättre eller sämre.

Med det sagt bör också nämnas att projektets första tid spenderades med att anpassa Cansats egen kravspecifikation till det gruppen avsåg var görbart på den utsatta tid ett kandidatarbete har med de kunskaper som gruppen besatte.

Rekommendationer följer nedan, men skulle en ny grupp tillsättas bör mycket mer tid läggas på att utvärdera vilka lösningar som ger bättre resultat, där bättre resultat är de som möter de krav Cansat tävlingen ställt upp.

5.2 Evaluering mot Kravspecifikation

Syftet med att göra en egen kravspecifikation var att kunna mäta prestandan av koncepten som gruppen tillämpar. Med projektet genomfört återvänder vi till de tidigare nämnda kraven som ansågs vara extra viktiga för att se hur väl de uppfylls.

Tabell 5.1: Förkortad kravspecifikation

	Kriterier	K/Ö	Vikt	Målvärde	Enhet	Verifiering	Referens
4.2	Hastighet Aerobrake	K		>30	m/s	test	CanSat
4.3	Hastighet Fallskärm	K		>5	m/s	test	CanSat
6.1	Sända Data	K		1	gångar/s	test	CanSat
9.1	Vikt	K		900 ±10	g	test	CanSat
5.3	Batteritid	K		2	h	test	CanSat
2.3	Mät intern temperatur	K			Celsius	test	CanSat
2.4	Mät rotation uppragsfas	K			rpm/rotation	test	CanSat

- **4.2** Enligt beräkningarna ska aerobraken kunna uppfylla hastighetskravet. Eftersom det slutgiltiga testet var misslyckat kunde inte den faktiska nedstigningshastigheten beräknas. Kravet kan därför inte anses vara uppfyllt på grund av brist på data.
- **4.3** Fallskärmens samtliga test var lyckade. Det sista testet gav goda förutsättningar för att beräkna nedstigningshastigheten och kravet anses därför vara uppfyllt.
- **6.1** Testerna visar att uppdateringsfrekvensen på 1hz uppnåddes. Kravet är uppfyllt.
- **9.1** Vikten på prototypen som konstruerades var ca 460g vilket är långt under kravet på ca 900g. Att ligga så pass långt under kravet är inget problem då mycket av den utrustning som skulle ingå i en faktisk Cansat sond är utom avgränsningarna för projektet. Dessutom är det inte svårt att implementera vikter i sonden om det skulle krävas för att komma upp till viktkravet. Ett potentiellt problem som rör vikten är hur masscentrat placeras, då aerobrakens funktion kan påverkas.
- **5.3** Inget test har gjorts för att kontrollera att batteriet håller i 2 h. Däremot har sonden använt och testats flera gånger kopplad till batteriet och tiden den har varit igång överskrider 2 h i sin helhet.
- **2.3** Temperaturen kunde läsas av och datan kunde överföras genom radiokommunikationen utan avbrott eller mätfel och kravet anses då uppfyllt.
- **2.4** Accelerometern fungerade väl i kontrollerande förhållanden, det var dock utmanande att avgöra vilka värden som var korrekta under ett släpp då det inte fanns någon möjlighet att verifiera den verkliga vinkeln. Då mätdata skickas med en frekvens på 1 Hz kan det uppstå stora skillnader på mätningarna. Detta för att en kraftig sväng kan ske snabbare än på en sekund.

5.3 Begränsningar

Gruppen satte avgränsningar i början av projektet (hittas i 1.3 som startpunkt). Men under projektets gång uppstod en del problem, som begränsade hur gruppen kunde utföra olika steg i utvecklingen av sonden.

Dessa var:

- Pitotrör som passar till en arduino är svårt att få tag på.
- Inga effektiva sätt att nå en höjd på 700 meter utan raket.
- Sensorerna beställda har inte fungerat som förväntat.
- Nödvändiga mätinstrument kunde inte erhållas.
- Det tog längre tid än förväntat att sätta ihop sonden.
- Kameran funkade inte till arduinon.

På grund av detta är det en del saker som fattas från sonden. I dagsläget går det inte att se koordinaterna för vart sonden befinner sig då det inte finns en GPS eller dylikt. Ingen lufthastighets mäts då inget pitotrör finns, ingen mätning av batteri nivå, ingen kamera osv. Lösningen är egentligen ganska enkel, det som saknas bör beställas in och utvärderas i ett framtida projekt, men mer om detta nedan i rekommendationer.

Den kanske största problemet som uppstod var hur nettolasten skulle nå en höjd på 700 meter. Att konstruera en raket tillhör inte projektet då den tillhandahålls av Cansat på tävlingsdagen [AAS, 2023], som gruppen inte deltar i. Andra sätt utvärderades och stryktes.

Väderballongen: Ansågs lovande, tanken var att fästa nyttolasten i en väderballong och sedan låta en eventuell barometer läsa av lufttrycket. När lufttrycket sjunker till drygt 900 hPa vid 700 meter, skulle ett delsystem att initiera separationsfasen. Efter beräkningar och samtal med ballongförsäljare visade det sig att ballongen tillsammans med den nödvändiga mängden helium är utanför budgeten.

Drönare: Ingen i gruppen har en drönarlicens, det var tal ett tag på att det gick att få tag på en, men oavsett måste ett speciellt tillstånd erhållas [Transport Styrelsen, 2024] för att få köra drönare på högre än 120 m.

Flygplan: Eventuellt ta kontakt med ett flybolag, som erbjuder nöjesflygningar, men detta blir väldigt dyrt.

Släpp från hög höjd: Det blev den sista lösningen, fallskärm, aerobrake och arduinon testades alla genom att släppas från en bro, resultat från detta finns ovan i designprocess.

5.4 Rekommendationer

Då detta var en start på ett projekt som kan komma att sträcka sig över mer än ett kandidatarbete finns en del lösningar som inte utvärderats i mån av tid. Målet var att ha en fysisk modell i slutet av halvåret så mindre tid lades på att utvärdera olika lösningar. Istället låg fokus på att hitta lösningar som funkade för varje komponent. Därav finns det en hel del som kan förbättras i ett eventuellt fortsatt arbete. Styckena nedan avser att ta upp rekommendationer i de områden som ansågs mest relevanta för framtida projekt.

5.4.1 Material

I nuläget är skalet svarvat från konstruktions stål och bracket och tillhörande delar är 3D-printat i PET. Detta gjordes för att det var enkelt och tillgängligt, men byte av material hade varit nödvändigt för olika önskemål. Exempelvis skulle mer miljövänliga eller nedbrytbara material kunna användas då delar av CANSAT:en försvinner under uppskjutet. En utvärdering av lättare material hade också varit bra så de nedstigningshastigheter satta av CANSAT guiden A.1 garanteras.

5.4.2 Hårdvara

I detta arbete har inte alla sensorer som ska mäta data används, vilket togs upp ovan i 5.3. Det saknas GPS, pitotrör med differenstrycksensor, barometer och potentiometer. I nuläget är de sensorer som används limmade på bracket, och kopplade med kablar till arduinon. Arduinon som används är också en Arduino Uno Rev3, vilket inte är optimalt. Den tar upp mycket plats i sonden, har begränsat med kopplingsmöjligheter och inte speciellt mycket minne. Förslagsvis bör antingen en annan mindre board nyttjas som exempelvis en raspberry pie, eller så konstrueras en egen board. Fördelarna med att konstruera den på egen hand är att den kan helt anpassas till projektet även om det blir svårare än att beställa en färdig. Skulle Arduino Uno Rev3 mot förmodan fortfarande önskas trots rekommendationen emot det finns en shield till den som inte använts. På den kan sensorer lödas för en smidigare koppling. Men då bör nya sensorer köpas in, som kan lödas på shielden.

5.4.3 Fallskärm

Trots att den presterade väl finns det förbättringspotential. Fallskärmen tar upp stor volym i sonden, eventuellt hade en mindre fallskärm eller en som går att vika ihop på annorlunda sätt varit intressant. Fallskärmen var dessutom relativt dyr vilket kan vara ett problem för andra projekt.

5.4.4 Aerobrake

Sluttestet visade att viktfördelningen i sonden kommer spela stor roll för aerobrakens funktion. Troligtvis fungerar den valda designen bättre om viktcentrat flyttas närmare nosen på aerobraken med hjälp av viktplattor i sonden eller en tungare

nos. Oavsett bör detta undersökas om den valda designen ska användas i framtiden. Testet med vindtunnel genomfördes inte, med mer tid hade det varit bra att göra för att etablera den faktiska dragkoefficienten.

5.4.5 Arduino mjukvara

Koden har möjligheter för optimering. Som nämnts har Arduino Uno ett relativt lågt minne, på 32 kilobyte [Arduino, 2023], önskas fler sensorer användas kommer koden för dem ta slut på minnet. Alla kommer inte kunna användas samtidigt, vilket är n annan anledning att använda en annan board än just Arduino Uno. Programspråket i sig, arduinos egna, Arduino IDE är ganska dåligt. Det funkar för mindre, enklare projekt då det är ganska lätt att förstå. I detta fall sätter det begränsningar på vad som kan göras. Exempelvis bör Python användas istället, då det finns otroligt många bibliotek till Python som kan göra samma saker som Ardiunos kod eller C++. Dessutom är de flesta studenterna på Chalmers redan bekanta med Python.

5.4.6 Tester

I Cansat guiden [AAS, 2023], finns det miljö tester som skall utföras där resultatet skall skickas in till tävlingen. Dessa är till för att kontrollera att sonden gruppen bidrar med överlever uppdragsfasen samt kan utföra den. Därför bör testen utföras för att säkerställa att kraven uppfylls enligt reglerna.

6

Slutsats

Målet med detta kandidatarbete var att undersöka möjligheterna att delta i Cansat tävlingen genom att skapa en prototyp av nyttolasten varje grupp skall tävla med.

Sammanfattningsvis ser resultatet mestadels positivt ut. Fallskärmen presterade mycket väl i alla tester och skulle absolut kunna vara en del av slutprodukten som deltar i tävlingen. Det ända negativa är egentligen att den tar lite mycket plats när den är i hopvikt, vilket går att kompensera för. Aerobrakern var såg bra ut från början men klarade inte av ett fall med 1 kg vikt. Detta kan ha berättat på hur vikten var fördelad och vinden såg ut den dagen, men oavsett bör designen förändras något för att den skall fungera. APC220 modulerna fungerade väldigt bra inom ett visst område, men tyvärr inte på de 700 meter som tävlingen kräver. Möjligtvis kan störningar i omgivningen ha påverkat resultatet men under själva tävlingen kommer mer än 1 grupp försöka hålla kommunikation igång. Dessutom kräver egentligen tävlingen XBEE radios. Den sensorn som rekommenderas fortsättningsvis är nog bara temperatursensorn, som kontinuerligt skickade korrekt data från arduinon till dator. Accelerometern fungerade under kontrollerade tester, men när kommunikation bibehölls under längre tid skickades inkorrekt data. Kameran fungerade inte alls. Det skulle behövas ett byte av de sensorer som inte fungerade, samt att de som saknades (nämns i rekommendationer i diskussionen) införskaffas.

I nuläget hade inte prototypen varit duglig för tävling. Möjligheterna för Chalmers Tekniska Högskola att delta i tävlingen är dock inte noll. Däremot finns det en del förändringar i strukturen på projektet som bör ske. Först och främst bör en ordentlig grupp tillsättas för tävlingen, där mängd och typ av student som får delta i tävlingen finns detaljerat i Cansat guiden [AAS, 2023]. Tiden de tävlande grupperna får på sig att utveckla sonderna är ca 1 år, där starten sker i november och avslutning är i juni det följande året. Anmälingsdeadline för 2024 tävlingen var den 3:e november 2023 och den sista testdatan skulle skickas in den 24 maj 2024. Själva tävlingen sker den 6-9 juni, där alla förväntas ha färdiga sonder. Det rekommenderas att gruppen som potentiellt deltar har ett gemensamt brett kunskapsområde. Det krävs både vägledning och hjälp inom alla de ämnen som sonden kräver, exempelvis radiokommunikation och mekanik. Studenterna som deltar bör också själva besitta bra kunskaper i dessa områden. Slutligen rekommenderas ett till kandidatarbete för detta projekt, där nästa grupp utgår från resultatet presenterat i denna rapport. Därefter kan en grupp tillsättas som faktiskt ansöker till tävlingen.

Litteraturförteckning

- [NASA, 2018] National Aeronautics and Space Administration (2018) NASA Systems Engineering Handbook. https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/09/nasa_systems_engineering_handbook_0.pdf
- [AAS, 2022] The American Astronautical Society. (2022) Cansat Competition (rev 1.0). CANSAT competition. <https://www.cansatcompetition.com/mission.html>
- [AAS, 2023] The American Astronautical Society, (2023) Cansat Competition Guide 2024 (rev 1.0). CANSAT competition. https://www.cansatcompetition.com/docs/CanSat_Mission_Guide_2024a.pdf
- [ESPA:CWR, 2018] European Space Agency. (2018) Communication with radio: Ground Control to Major Cansat (rev 1.0). European Space Agency. https://www.esa.int/Education/CanSat/Communicating_with_Radio_Ground_Control_to_Major_CanSat_Teach_with_Space_T11
- [EPERO, 2021] European Space Education Resource Office, (2021) The Cansat Technical Guide (rev 1.0). European Space Agency. <https://www.esero.lu/wp-content/uploads/2021/02/CanSat-Technical-Guide-2020-2021-1.pdf>
- [Arduino, 2023] Arduino S.r.l. (2023) Product Reference Manual; Arduino Uno Rev 3 (rev 1.0) Arduino S.r. <https://docs.arduino.cc/resources/datasheets/A000066-datasheet.pdf>
- [DF Robot, 2024] DF Robot, Homepage, <https://www.dfrobot.com/>
- [Serial Port Utility, 2023] Softonic, Serial Port Utility, <https://serialport.en.softonic.com/>
- [Carbon Aeronautics, 2022] Carbon Aeronautics. (23 december 2022). 14 | Measure angles with the MPU6050 accelerometer [Video]. YouTube. https://www.youtube.com/watch?v=7VW_XVbtu9k&list=LL&index=2&ab_channel=CarbonAeronautics

[Sighard, 1965] Hoerner Sighard F. (1965) Fluid-Dynamic Drag (2 uppl.)

[White, 2016] Frank M. White (2016), Fluid Mechanics (8e uppl.)

[Transport Styrelsen, 2024] Drönare (2024) Transportstyrelsen
<https://www.transportstyrelsen.se/dronare>

[Arduino, 2024] Arduino, Homepage, <https://www.arduino.cc/>

A

Appendix

A.1 Cansat Krav

Alla kraven i rött bortses ifrån. Dessa krav är hämtade från [AAS, 2023] och står i sin helhet nedan. Dessa är på engelska.

A.1.1 Operational requirements

Requirement Number	Requirement
C1	The Cansat shall function as a nose cone during the rocket ascent portion of the flight
C2	The Cansat shall be deployed from the rocket when the rocket motor ejection charge fires
C3	After deployment from the rocket, the Cansat shall deploy its heat shield/aerobraking mechanism
C4	A silver or gold mylar streamer of 50 mm width and 1.5 meters length shall be connected to the Cansat and released at deployment. This will be used to locate and identify the Cansat
C5	At 100 meters, the Cansat shall deploy a parachute and release the heat shield
C6	Upon landing, the Cansat shall stop transmitting data
C7	Upon landing, the Cansat shall activate an audio beacon
C8	The Cansat shall carry a provided large hens egg with a mass range of 51 to 65 grams
C9	0 altitude reference shall be at launch pad
C10	During descent with the heat shield deployed, the descent rate shall be between 10 to 30 m/s
C11	At 100 meters, the Cansat shall have a descent rate of less than 5 m/s
C12	Cost of the Cansat shall be under\$1000. Ground support and analysis tools are not included in the cost of the Cansat. Equipment from previous years shall be included in this cost, based on the current market value

Tabell A.1: Operational requirements.

A.1.2 Structural Requirements

Requirement Number	Requirement
S1	The Cansat mass shall be 900 +/- 10 grams without the egg being installed.
S2	Nose Cone shall be symmetrical along the thrust axis.
S3	Nose cone radius shall be exactly 71 mm.
S4	Nose cone shoulder radius shall be exactly 68 mm.
S5	Nose cone shoulder length shall be a minimum of 50 mm.
S6	Cansat structure must survive 15 Gs vibration
S7	Cansat shall survive 30 G shock
S8	The Cansat shall perform the function of the nose cone during rocket ascent
S9	The rocket airframe can be used to restrain any deployable parts of the Cansat but shall allow the Cansat to slide out of the payload section freely
S10	The rocket airframe can be used as part of the Cansat operations
S11	All electronics and mechanical components shall be hard mounted using proper mounts such as standoffs, screws, or high performance adhesives

Tabell A.2: Structural requirements.

A.1.3 Mechanism Requirements

Requirement Number	Requirement
M1	No pyrotechnical or chemical actuators are allowed.
M2	Mechanisms that use heat (e.g., nichrome wire) shall not be exposed to the outside environment to reduce potential risk of setting the vegetation on fire.
M3	All mechanisms shall be capable of maintaining their configuration or states under all forces.
M4	Spring contacts shall not be used for making electrical connections to batteries. Shock forces can cause momentary disconnects.
M5	The Cansat shall deploy a heat shield after deploying from the rocket.
M6	The heat shield shall be used as an aerobrake and limit the descent rate to 10 to 30 m/s.
M7	At 100 meters, the Cansat shall release a parachute to reduce the descent rate to less than 5 m/s.
M8	The Cansat shall protect a hens egg from damage during all portions of the flight.
M9	If the nose cone is to be considered as part of the heat shield, the documentation shall identify the configuration.
M10	After the Cansat has separated from the rocket and if the nose cone portion of the Cansat is to be separated from the rest of the Cansat, the nose cone portion shall descend at less than 10 m/s using any type of descent control device

Tabell A.3: Mechanism requirements.

A.1.4 Electrical Requirements

Requirement Number	Requirement
E1	Lithium polymer batteries are not allowed.
E2	Battery source may be alkaline, Ni-Cad, Ni-MH or Lithium. Lithium polymer batteries are not allowed. Lithium cells must be manufactured with a metal package similar to 18650 cells. Coin cells are allowed.
E3	Easily accessible power switch is required.
E4	Power indicator is required.
E5	The Cansat shall operate for a minimum of two hours when integrated into the rocket.

Tabell A.4: Electrical requirements.

A.1.5 Communications Requirements

Requirement Number	Requirement
X1	XBEE radios shall be used for telemetry. 2.4 GHz Series radios are allowed. 900 MHz XBEE radios are also allowed.
X2	XBEE radios shall have their NETID/PANID set to their team number.
X3	XBEE radios shall not use broadcast mode.
X4	The Cansat shall transmit telemetry once per second.
X5	The Cansat telemetry shall include altitude, air pressure, temperature, battery voltage, Cansat tilt angles, air speed, command echo, and GPS coordinates that include latitude, longitude, altitude and number of satellites tracked.

Tabell A.5: Communications requirements.

A.1.6 Sensor Requirements

Requirement Number	Requirement
SN1	Cansat shall measure its speed with a pitot tube during ascent and descent.
SN2	Cansat shall measure its altitude using air pressure.
SN3	Cansat shall measure its internal temperature.
SN4	Cansat shall measure its angle stability with the aerobraking mechanism deployed.
SN5	Cansat shall measure its rotation rate during descent.
SN6	Cansat shall measure its battery voltage.
SN7	The Cansat shall include a video camera pointing horizontally.
SN8	The video camera shall record the flight or the Cansat from launch to landing.
SN9	The video camera shall record video in color and with a minimum resolution of 640x480.

Tabell A.6: Sensor requirements.

A.1.7 Ground Station Requirements

Requirement Number	Requirement
G1	The ground station shall command the Cansat to calibrate the altitude to zero when the Cansat is on the launch pad prior to launch.
G2	The ground station shall generate csv file of all sensor data as specified in the Telemetry Requirements section.
G3	Telemetry shall include mission time with 1 second or better resolution.
G4	Configuration states such as zero altitude calibration shall be maintained in the event of a processor reset during launch and mission.
G5	Each team shall develop their own ground station.
G6	All telemetry shall be displayed in real time during descent on the ground station.
G7	All telemetry shall be displayed in engineering units (meters, meters/sec, Celsius, etc.) and the units shall be indicated on the displays.
G8	Teams shall plot each telemetry data field in real time during flight.
G9	The ground station shall include one laptop computer with a minimum of two hours of battery operations, XBEE radio and an antenna.
G10	The ground station must be portable so the team can be positioned at the ground station operation site along the flight line. AC power will not be available at the ground station operation site.
G11	The ground station software shall be able to command the payload to operate in simulation mode by sending two commands, SIMULATION ENABLE and SIMULATION ACTIVATE.
G12	When in simulation mode, the ground station shall transmit pressure data from a csv file provided by the competition at 1 Hz interval to the Cansat.
G13	The ground station shall use a table top or handheld antenna.
G14	Because the ground station must be viewed in bright sunlight, the displays shall be designed with that in mind, including using larger fonts (14 point minimum), bold plot traces and axes, and a dark text on white background theme.
G15	The ground system shall count the number of received packets. Note that this number is not equivalent to the transmitted packet counter, but it is the count of packets successfully received at the ground station for the duration of the flight.

Tabell A.7: Ground Station requirements.

A.1.8 Flight Software Requirements

Requirement Number	Requirement
F1	The flight software shall maintain a count of packets transmitted which shall increment with each packet transmission throughout the mission. The value shall be maintained through processor resets.
F2	The Cansat shall maintain mission time throughout the whole mission even with processor resets or momentary power loss.
F3	The Cansat shall have its time set t_i within one second UTC time prior to launch.
F4	The flight software shall support simulaed flight mode where the ground station sends air pressure values at a one second interval using a provided flight profile csv file.
F5	In simulation mode, the flight software shall use the radio uplink pressure values in place of pressure sensor for determining the payload altitude.
F6	The payload flight simulation software shall only enter simulation mode after it recieves the SIMULATION ENABLE and SIMULATION ACTIVATE commmands.

Tabell A.8: Flight Software requirements.

A.2 Arduino Kod

```

1 #include <DFRobot_LIS2DH12.h>
2 #include <Wire.h>
3 /*!
4  * @brief Constructor
5  * @param pWire I2c controller
6  * @param addr I2C address(0x18/0x19)
7  */
8 DFRobot_LIS2DH12 acce(&Wire,0x18);
9 float pitch, roll;
10 int comando = 0; // Variable to store incoming command
11
12 void setup() {
13     Serial.begin(9600);
14     //Chip initialization
15     while(!acce.begin()){
16         Serial.println("Initialization failed, please
17         check the connection and I2C address settings");
18         delay(1000);
19     }
20     //Get chip id
21     Serial.print("chip id : ");
22     Serial.println(acce.getID(),HEX);
23
24     /**
25     set range:Range(g)
26         eLIS2DH12_2g ,/< +-2g>/
27         eLIS2DH12_4g ,/< +-4g>/
28         eLIS2DH12_8g ,/< +-8g>/
29         eLIS2DH12_16g ,/< +-16g>/
30     */
31     acce.setRange(/*Range = */DFRobot_LIS2DH12::eLIS2DH12_16g);
32
33     /**
34     Set data measurement rate:
35         ePowerDown_0Hz
36         eLowPower_1Hz
37         eLowPower_10Hz
38         eLowPower_25Hz
39         eLowPower_50Hz
40         eLowPower_100Hz
41         eLowPower_200Hz
42         eLowPower_400Hz
43     */
44     acce.setAcquireRate(/*Rate = */DFRobot_LIS2DH12::eLowPower_10Hz);

```

```
45     Serial.print("Acceleration:\n");
46     delay(1000);
47 }
48
49 void loop() {
50     if (Serial.available() > 0) {
51         char receivedChar = Serial.read(); //Read
52         //incoming character
53
54         if (receivedChar == '1' || receivedChar == '2') {
55             comando = receivedChar; // Store command
56         }
57     }
58
59     if (comando == '1') {
60         uint16_t val;
61         double dat;
62         val = analogRead(A0); // Connect LM35 on Analog 0
63         dat = (double)val * (5.0 / 1024.0 * 100.0); // Convert raw
64         // value to temperature
65         Serial.print("Temp: "); // Display the temperature on
66         // Serial monitor
67         Serial.print(dat);
68         Serial.println(" C"); //Get the acceleration
69         //in the three directions of xyz
70         long ax,ay,az;
71         //The measurement range
72         //can be +-100g or +-200g
73         //set by the setRange() function
74         ax = acce.readAccX();//Get the acceleration
75         //in the x direction
76         ay = acce.readAccY();//Get the acceleration
77         //in the y direction
78         az = acce.readAccZ();//Get the acceleration
79         //in the z direction
80         // angle calculation
81         pitch =atan2((-ax),sqrt(ay*ay+az*az))*(180/PI);
82         roll = atan2((ay),sqrt(ax*ax+az*az))*(180/PI);
83         //Print angles
84         Serial.print("Roll: ");
85         Serial.print(roll);
86         Serial.print(" degrees, Pitch: ");
87         Serial.print(pitch);
88         Serial.println(" degrees");
89         delay(300);
90     }
```

```
91     else if (commando == '2') {
92         Serial.println("Stop");
93     }
94
95     delay(500); // Delay to stabilize readings
96 }
```

A.3 Data från Serial Port Utility

Följande bilder är från programmet Serial Port Utility.

```
±  
Temp: 22.46 C  
Roll: 0.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 0.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 0.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees
```

Figur A.1: Accelerometer för 0°

```
Temp: 22.46 C  
Roll: 45.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 45.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 44.13 degrees, Pitch: -10.02 degrees
```

Figur A.2: Accelerometer roll värdet för 45°

```
Roll: 90.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 78.69 degrees, Pitch: -11.31 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 90.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees  
Temp: 22.46 C  
Roll: 90.00 degrees, Pitch: 0.00 degrees
```

Figur A.3: Accelerometer roll värdet för 90°

```
Temp: 22.46 C
Roll: 45.00 degrees, Pitch: -45.00 degrees
Temp: 22.46 C
Roll: 45.00 degrees, Pitch: -45.00 degrees
Temp: 22.46 C
Roll: 45.00 degrees, Pitch: -45.00 degrees
```

Figur A.4: Accelerometer pitch värdet för 45°

```
Temp: 22.46 C
Roll: 0.00 degrees, Pitch: 90.00 degrees
Temp: 22.46 C
Roll: 0.00 degrees, Pitch: 90.00 degrees
Temp: 22.46 C
Roll: 0.00 degrees, Pitch: 90.00 degrees
```

Figur A.5: Accelerometer pitch värdet för 90°

```
Temp: 12.70 C
Roll: 11.31 degrees, Pitch: -78.69 degrees
Temp: 12.70 C
Roll: 11.10 degrees, Pitch: -74.21 degrees
Temp: 12.70 C
Roll: 11.10 degrees, Pitch: -74.21 degrees
Temp: 12.70 C
```

Figur A.6: Temperatursensorns uppvisade temp

```
Temp: 21.00 C
Roll: 24.09 degrees, Pitch: -54.74 degrees
Temp: 21.00 C
Roll: 21.80 degrees, Pitch: -47.97 degrees
Temp: 20.51 C
```

Figur A.7: 1:a temperatur minskningen

```
Temp: 20.02 C  
Roll: 24.09 degrees, Pitch: -54.74 degrees  
Temp: 19.53 C  
Roll: 24.09 degrees, Pitch: -54.74 degrees
```

Figur A.8: 2:a temperatur minskningen

```
Temp: 19.04 C  
Roll: 21.80 degrees, Pitch: -47.97 degrees  
Temp: 18.55 C  
Roll: 21.80 degrees, Pitch: -47.97 degrees
```

Figur A.9: 3:e temperatur minskningen

```
Temp: 18.07 C  
Roll: 21.80 degrees, Pitch: -47.97 degrees  
Temp: 17.58 C
```

Figur A.10: 4:e temperatur minskningen

A.4 Kravspecifikationen

Figur A.11: Kravspecifikation (del 1/3)

Kriterier	K/Ö	Vikt	Målvärde	Enhet	Verifiering	Referens	Test
Funktioner							
HF	Utför lyft av CanSat	K		300	s	test/simulering	Grupp 22 M3
HF	Utför uppdragsfas	K		900	s	test/simulering	Grupp 22 M1 + M7
1 Leveransfordon							
1.1	Nå förbestämd höjd	K		700	m	test/simulering	Grupp 22 M9
1.2	Koppla bort från sond vid förutbestämd höjd	K		700	m	test	Grupp 22 M11 + M12
1.3	Tillse att fordon återvänder till marken	K		0	m	test	Grupp 22 M1
1.4	Lyftkraft	K		>0.9	kg	test	Grupp 22 M3
2 Sensor							
2.1	Mät hastighet med Pitot rör	K		hastighet	m/s	test	CanSat M6
2.2	Mät höjd genom lufttryck	K		höjd	m	test	CanSat M10
2.3	Mät intern temperatur	K		temperatur	C	test	CanSat M10
2.4	Mät rotation under uppdragsfas	K		rotation	rpm	test	CanSat M10
2.5	Mät batterispänning	K		spänning	V	test	CanSat M10
2.6	Implementera horisontell kamera	K		>640x480	pixlar	test	CanSat M13
2.7	Filma lyft- och uppdragsfas	K		video		test	CanSat M14
2.8	Mät vinkel med aerobroms aktiverad	K		vinkel	grader(°)	test	CanSat M10

Figur A.12: Kravspecifikation (del 2/3)

3 Operational							
3.1 Identifieringssnöre	K		0.05*1.5	m	test	CanSat	M15
3.2 Aktivera Fallskärm	K		100	m	test	CanSat	M16 + M10
3.3 Avsluta datasändning	K		0	m	test	CanSat	M10
3.4 Välja höjdpreferens vid uppskjut	K		0	m	test	CanSat	M10
3.5 Fallhastighet vid 100m	K		<5	m/s	test	CanSat	M1
3.6 Genomför landning	Ö	4	upprätt/stående		test	Grupp 22	M1
3.7 Aktivera ljudsignal	K		0	m	test	CanSat	M1 + M10
4 Mekanik							
4.1 Aktivera Aerobroms	K		Max höjd	m	test	CanSat	
4.2 Aerobroms hastighet	K		M. 10-30	m/s	test	CanSat	M1
4.3 Fallskärms hastighet	K		MVETe	m/s	test	CanSat	M1
5 Elektronik							
5.1 Power Switch	K		Lätt åtkomlig		test	CanSat	M10
5.2 Batteri Indikator	K		Måste synas		test	CanSat	M10
5.3 Livslängd	K		minst 2	h	test	CanSat	M17

Figur A.13: Kravspecifikation (del 3/3)

6 Kommunikation							
6.1 Sänd data	K		1	gång/s	test	CanSat	M10 + M5
7 Ground Station							
7.1 Kallibrera starthöjd	K		0	m	test	CanSat	M10
7.2 Generera Data	K		csv fil	sensor data	test	CanSat	M10
7.3 Telemetry ska inkludera Uppdrags tid	K		1 sek eller bättre	resolution time	test	CanSat	M10 + M5
7.4 Behålla konfigurations data vid processor reset	K		Data		test	CanSat	M2
7.5 All telemetry data ska visas i real tid	K		Under hela resan		test	CanSat	M10 + M17
7.6 Ovan skall använda metric system och Celsius	K		Data		test	CanSat	M18
7.7 Ska ha en laptop och antenn	K		2 h	batteri	test	CanSat	M10
8 Flight Software							
8.1 Räkna datasändningar utan avbrott	K		antal sändningar	st	test	CanSat	M10 + M17
8.2 Logga uppdragstid utan avbrott	K		uppdragstid	s	test	CanSat	M10 + M17
9 Structural							
9.1 Vikt	K		900+/-10	g	test	CanSat	M4
9.2 CanSat-hölje stötbeständighet	K		15	G	test	CanSat	M19
9.3 CanSat stötbeständighet	K		30	G	test	CanSat	M19
9.4 Tillse fast montering av komponenter	K		skruv/lim/bracket		test	CanSat	M10

INSTITUTIONEN FÖR INDUSTRI- OCH MATERIALVETENSKAP
CHALMERS TEKNISKA HÖGSKOLA

Göteborg, Sverige

www.chalmers.se



CHALMERS