

# **FDR, Final Design Review**

**Team AnaCAN Skywalker**  
**Rønde Gymnasium**  
**Danmark**  
**2018**



## 1. INTRODUKTION

### 1.1 Team organisation og opgaver

Team medlemmerne har forskellige opgaver, men hjælper hinanden når det er nødvendigt.

navn	arbejdsområde
Isabella kristensen	Lodning og montering
Kamilla Posch	databehandling
Mia Simonsen	Lodning og montering
Marius Brix,	Databehandling og programmering, logbog
Andy Knudsen	Teknisk design
Ole Ahlgren	Tutor

Alle elever er fra en naturvidenskabelig klasse med fysik, kemi og matematik på A eller B niveau.

### 1.2 Den sekundære mission

CanSaten skal undersøge nogle af de forskellige atmosfæriske forhold der har betydning for vejrforudsigelser. Desuden skal den undersøge luftmodstand. Den består af en hovedsatellit og en lander. Landeren er koblet til hovedsatellitten med en servomotor og frigøres i passende højde og falder i et frit fald. Den måler lufttryk, højde og acceleration. Ud fra disse kan hastigheden og luftmodstanden beregnes og sammenholdes. Hovedsatellitten falder ned i faldskærm og måler lufttryk, højde, temperatur, luftfugtighed, acceleration og GPS-koordinaterne. På grundlag af koordinaterne og højden beregnes vindhastigheden og vindretningen i forskellig højde, idet satellitten under faldet følger med vinden. Luftfugtigheden indgår i beregning af luftens densitet, som igen indgår i beregning af luftmodstanden på landeren.

Landeren er udformet som en halvkugle, monteret under hovedsatellitten, som er cylindrisk. Landeren er forsynet med en Arduino Pro Mini, en sender APC220 og et sensormodul GY87 som bl.a. måler lufttryk og acceleration i x, y og z retning 10 gange pr. sekund. På grundlag af lufttrykket beregnes højden, og herudfra beregnes faldhastigheden ved differentiation. Accelerationssensoren måler egentlig ikke accelerationen men tyngdeaccelerationen  $9,82 \text{ m/s}^2$  minus accelerationen. Når den står stille måler den  $9,82 \text{ m/s}^2$ . Når den frigøres fra hovedsatellitten falder den først frit med accelerationen  $9,82 \text{ m/s}^2$  og vil måle  $0 \text{ m/s}^2$ , den er "vægtløs". Efterhånden som faldhastigheden stiger øges luftmodstanden, og den vil måle en større og større acceleration. Når luftmodstanden bliver lige så stor som tyngden vil hastigheden blive konstant og den vil måle  $9,82 \text{ m/s}^2$ . Luftmodstanden kan således bestemmes som den målte acceleration\*massen af landeren,  $F_{\text{luft\_målt}} = m \cdot a$ . Samtidig gælder at  $F_{\text{luft\_teoretisk}} = \frac{1}{2} \rho C A v^2$  hvor  $\rho$  er luftens densitet,  $C$  er formfaktoren (0,42),  $A$  er tværsnitsarealet af landeren og  $v$  er hastigheden. Den målte og den teoretiske luftmodstand vil blive sammenlignet. Viden om luftmodstanden har betydning ved design af f.eks. fly og køretøjer.

Hovedsatellitten falder ned i faldskærm og skal måle nogle af de parametre der bruges ved vejrforudsigelser, uden der dog skal laves en sådan. Den er ligeledes forsynet med en Arduino Pro Mini og en GY87. Derudover et infrarødt termometer (I2C protokol), en analog fugtighedssensor samt en GPS-modtager. Desuden har den en servomotor som skal fastholde

landeren og slippe den i passende højde. Valget af et infrarødt termometer skyldes, at det reagerer øjeblikkeligt på en temperaturændring, mens en NTC-modstand, som typisk bruges i en CanSat, vil være omkring et minut om at indstille sig. Satellitten måler hvert sekund temperaturen, lufttrykket, højden, den totale acceleration og GPS-koordinaterne. Ud fra lufttrykket og fugtigheden beregnes luftens densitet i forskellig højde. Disse data anvendes i landeren i formlen for luftmodstanden.

Luftens densiteten som indgår i formlen for luftmodstanden beregnes ud fra idealgasligningen

$$P = m/vol = n * M / (nRT/p) = M * p / (R * T)$$
 med de sædvanlige betegnelser. M er molarmassen.

Da der indgår vanddamp i trykket kan  $M * p$  skrives som

$$M * p = M_{\text{luft}} * (p_{\text{luft}} - p_{\text{vanddamp}}) + M_{\text{vand}} * p_{\text{vanddamp}}$$

$P_{\text{luft}}$  måles med tryksensoren. Vanddampens tryk fås fra

$P_{\text{vanddamp}} = P_{\text{mættet}} * h/100$  hvor h er fugtigheden i % som måles med fugtighedssensoren.  $P_{\text{mættet}}$  fås fra Databogen som funktion af temperaturen. Vanddampens bidrag til trykket er ret lille i forhold til luftens tryk ved de relevante temperaturer men regnes alligevel med.

GPS-koordinaterne anvendes til, sammen med højdemålingerne, at fremstille en 3D-graf af flyvningen, indsat i Google Earth. GPS-koordinaterne længde og bredde ændrer sig fra sekund til sekund, da satellitten følger vinden på vej ned i faldskærm. Koordinaterne anvendes derfor til yderligere to ting. Forholdet mellem ændringerne af længde og bredde giver vindretningen, idet  $\tan(\theta) = (\Delta \text{bredde} / \Delta \text{længde})$  hvor  $\theta$  er vindens vinkel i forhold til øst. Den tilbagelagte strækning for hvert sekund er strækningen  $\Delta S = (\Delta S_{\text{bredde}}^2 + \Delta S_{\text{længde}}^2)^{1/2}$  hvor  $\Delta S_{\text{bredde}}$  og  $\Delta S_{\text{længde}}$  er ændringerne i breddegrad og længdegrad omregnet til distance. Disse findes ved

$$\Delta S_{\text{bredde}} = 111000 \text{ meter} * (\text{breddegrad} - \text{breddegrad\_start})$$

$$\Delta S_{\text{længde}} = 111000 \text{ meter} * (\text{længdegrad} - \text{længdegrad\_start}) * \cos(\text{breddegrad})$$

S differentieret giver vindhastigheden. Således fås vindretning og vindhastighed i forskellig højde. Det forventes generelt at vindhastigheden stiger med højden, mens der ikke kan siges noget generelt om retningen.

Hovedsatellitten frigør landeren når den måler en acceleration under  $7 \text{ m/s}^2$ , dette sker lige efter CanSaten falder fra dronen og inden faldskærmen folder sig ud. Værdien 7 skal muligvis justeres.

## Opsendelse med drone eller raket

Ved opsendelse med drone til maksimalt 100 meter forventes luftfugtigheden ikke at ændre sig så meget. Temperaturen forventes derimod at falde målbart med højden. Ligeledes vil vindhastigheden stige med højden, mens vindretningen som nævnt nok ikke vil ændre sig. Foreløbige tests viser at landeren opnår sin sluthastighed efter ca. 60 meters fald. Landeren har ikke GPS, men ved en så kort flyvning er der hele tiden visuel kontakt, så der vil ikke være problemer med at finde den.

Ved opsendelse med raket til 1000 meter vil man se større ændring i fugtigheden, afhængig af vejrforholdene, klart vejr eller diset. Vindhastigheden vil også være markant forskellig i forskellig højde. Vindretningen kan også ændre sig meget i så stor højde. Der er ved en tidligere opsendelse med raket blev der konstateret en pludselig vinddrejning på 90 grader på vejen ned. Da landeren opnår sluthastighed ved fald på ca. 60 meter er der ingen grund til at frakoble

den ved 1000 meters højde. Hovedsatellitten vil desuden blive lettere efter frakobling og dermed falde langsommere. Derfor kan programmet i hovedsatellitten blive ændret så landeren frakobles når højden bliver under 60 meter under nedturen. Dermed vil den også lande tæt på hovedsatellitten så den er nemmere at finde.

## **Navngivning**

Teamets navn refererer til en kendt serie af rumbaserede science fiction film. CanSaten er derfor navngivet i overensstemmelse hermed. Hovedsatellitten hedder Millenium FallCAN, mens landeren, som falder for sig selv, er navngivet CAN Solo.

## 2 CANSAT BESKRIVELSE

### 2.1 Missionen generelt

**Hovedsatellitten.** For at opfylde missionen har satellitten mange sensorer og subsystemer. For at sikre en overskuelig og simpel opbygning er hovedsatellitten opbygget i et racksystem hvor subsystemerne er forbundne med en fælles data- og systembus via 2 stk. 6 bens stik.

Oversigt over den overordnede struktur

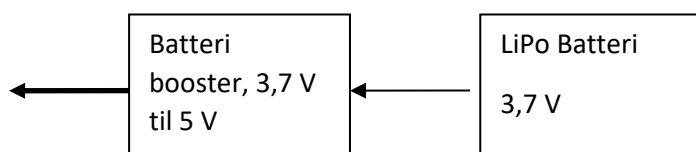
subsystem	brug
4(top)	GPS, IR temperatur sensor
3	GY87 (sensor board), openlog, fugtighedssensor
2	Arduino Pro mini, sender (APC220)
1 (bund)	Batteri, batteri booster, servomotor

#### Bus-struktur i hovedsatellit, 2 stk. 6-polet stik

symbol	anvendelse	symbol	Anvendelse
RX	Read til GPS	VCC	5V
TX	Transmit fra GPS	GND	0V
+	+3,7 V fra batteri	SDA	Data til I2C protokol, GY87 og IR term.
-	0 V fra batteri	SCL	Clock til I2C protokol, GY87 og IR term.
A1	Fugtighed	TXD	Transmit til sender og openlog
M	Signal til motor	RXD	Read fra sender

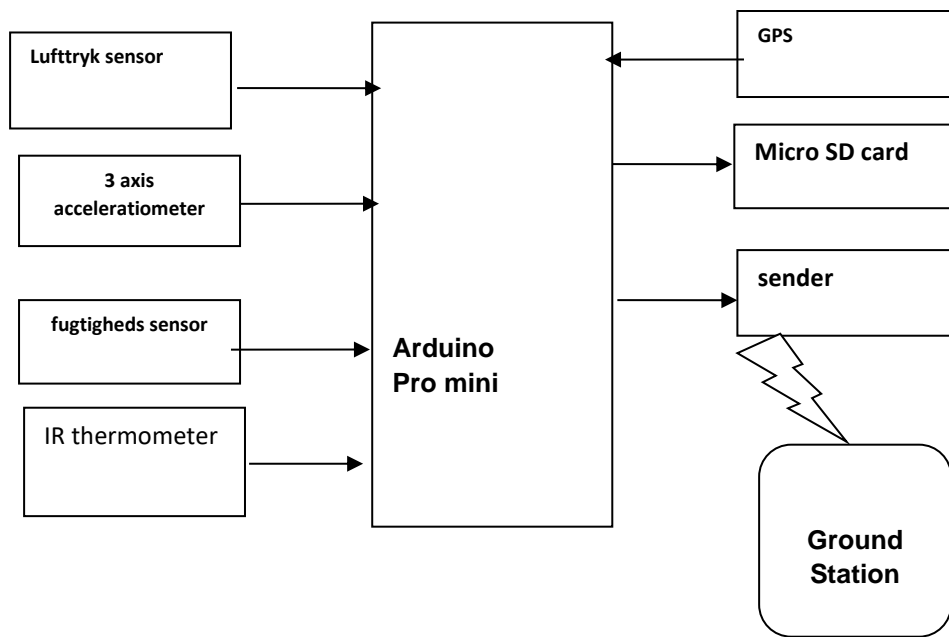
Hvert subsystem beskrives kort.

#### Power subsystem

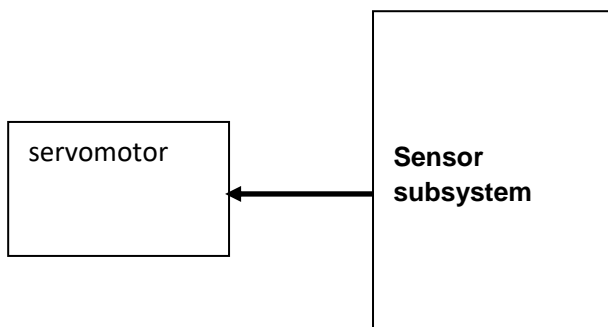


Batteri boosterens omsætter enhver spænding mellem 1 og 5 V til 5 V.

## Sensor og sender subsystem



## Servomotor subsystem



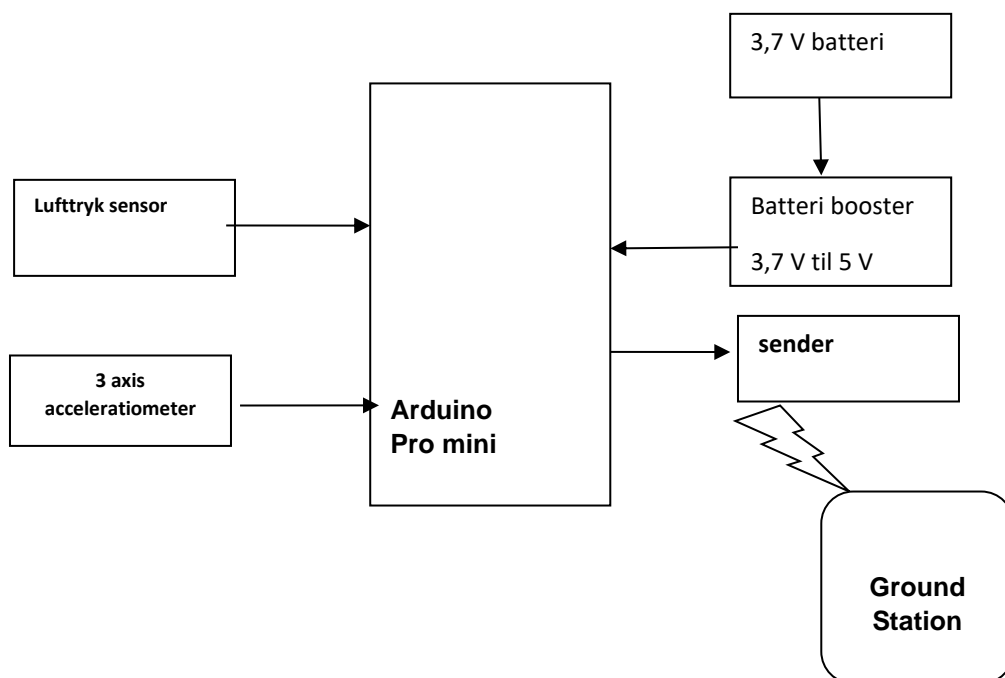
**Landeren.** Opbygningen er simplere, da der er færre sensorer. Der er et rack på to lag med følgende struktur

subsystem	brug
top	Arduino Pro mini, sender (APC220)
bund	Batteri, batteri booster, sensor board (GY87)

## Bus-struktur i landeren, 2 stk. 6-polet stik

symbol	anvendelse	symbol	Anvendelse
NC		VCC	5V
NC		GND	0V
NC		SDA	Data til I2C protokol, GY87.
NC		SCL	Clock til I2C protokol, GY87.
NC		TXD	Transmit til sender
NC		RXD	Read fra sender

Strukturen er følgende:



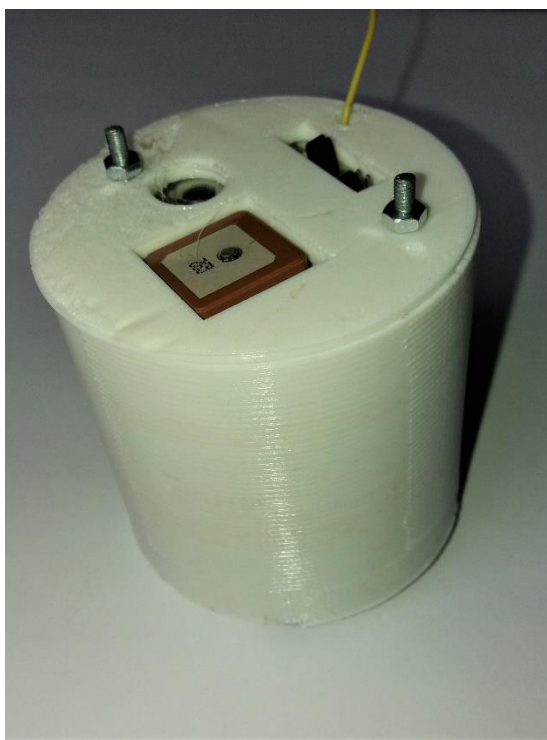
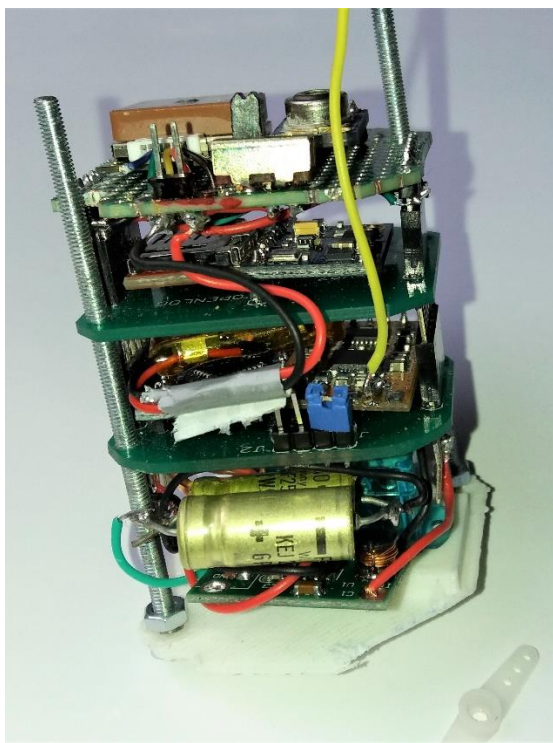
## 2.2 Mechanical/ structural design

Hovedsatellitten er monteret i en cylindrisk beholder med diameteren 65 mm og højden 65 mm printet på 3D printer.

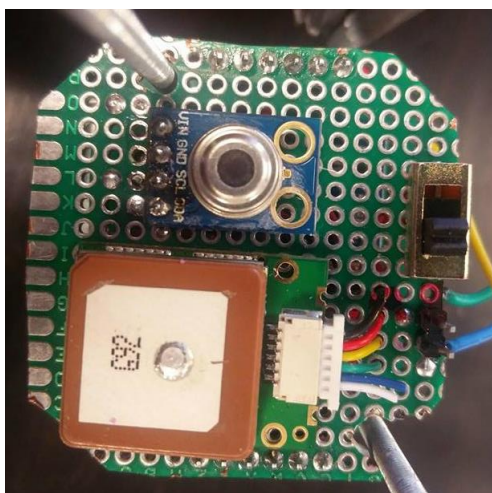
Landeren er en halvkugle med diameter 65 mm. Den er 3D printet med kraftig godstykkelse på 4 mm, da den skal kunne tåle at lande med stor hastighed.

Den samlede højde er 115 mm.

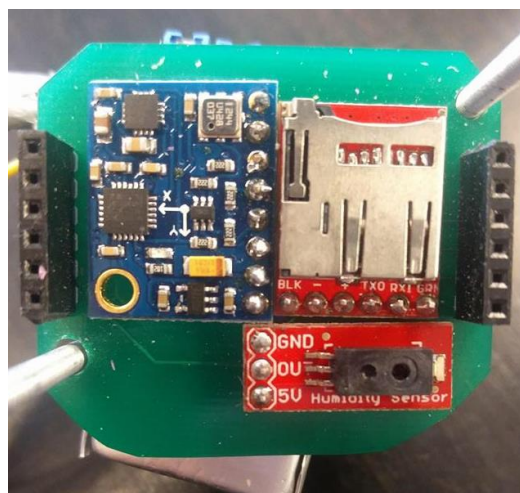
Billederne nedenfor viser de enkelte dele.



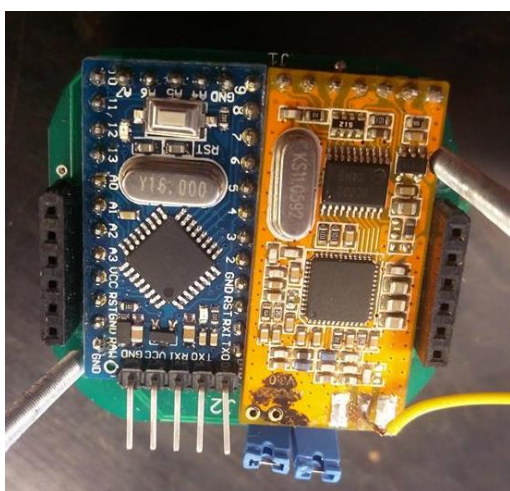
Hovedsatellitens modulopbygning og montering i dåsen.



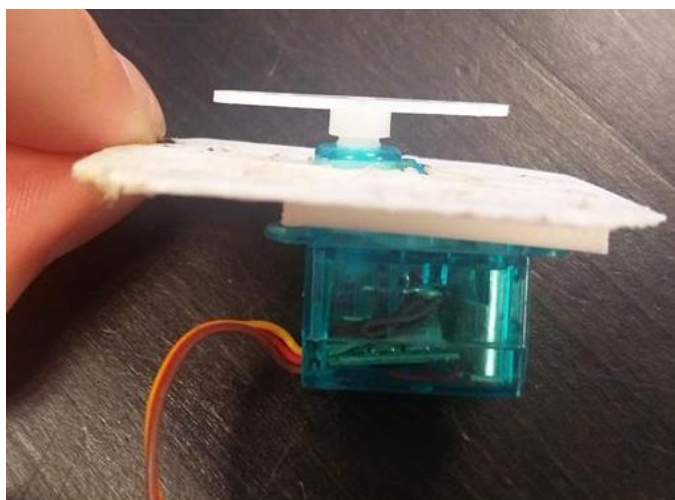
Øverste modul med GPS og IR-termometer



Næste modul med GY78, openlog og fugtighedssensor

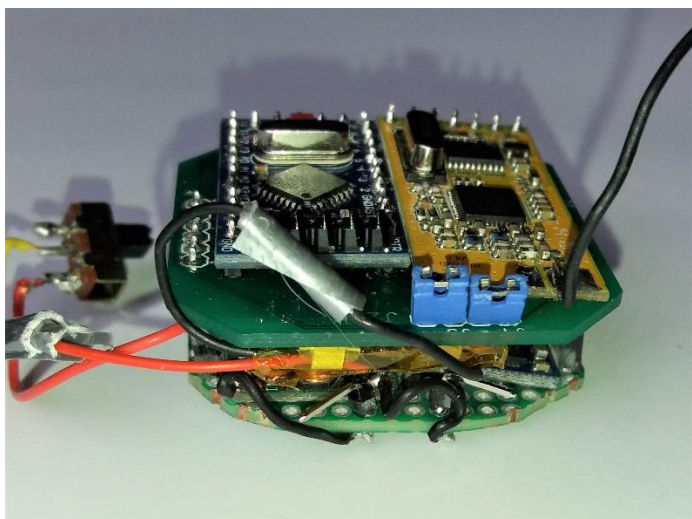


Arduino og sender



Servomotor

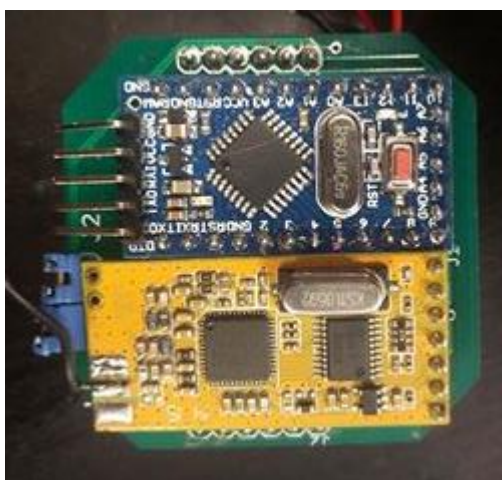




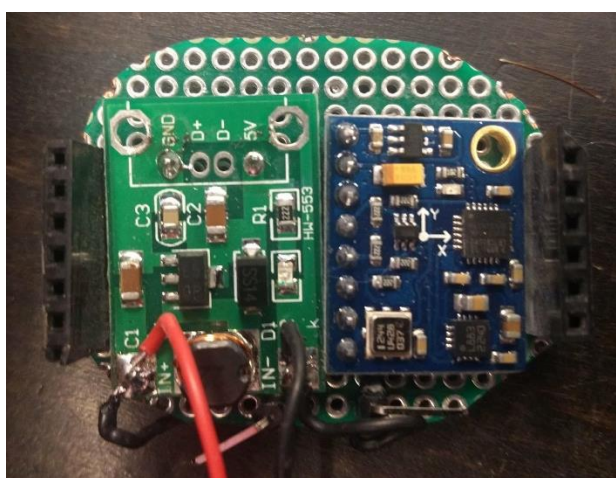
Landeren opbygget i to moduler



Landeren i halvkuglen



Arduino og sender



batteri booster og GY87

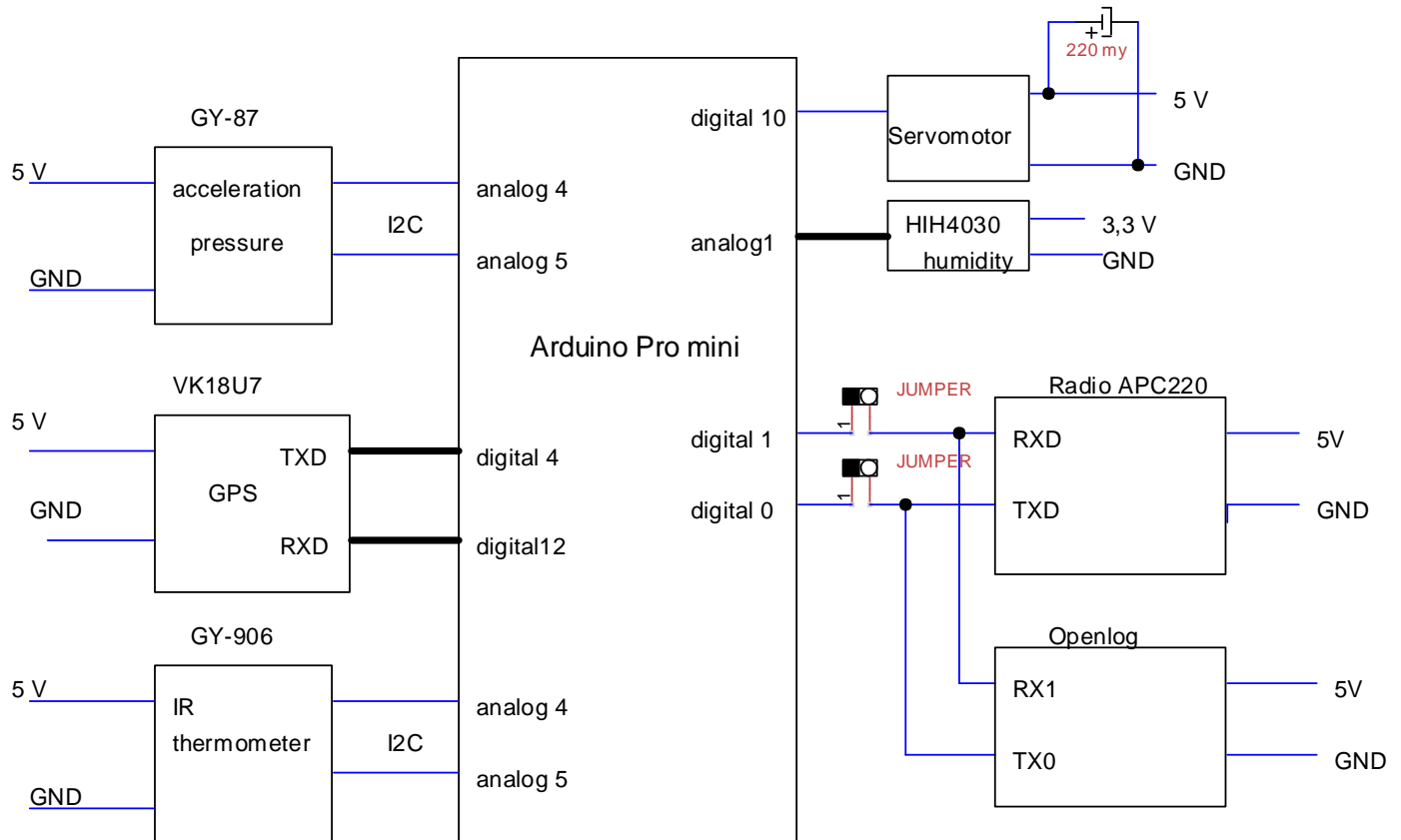


Den samlede CanSat klar til opsendelse.  
Farven på landeren er valgt ud fra at det skal være nemt at finde den.

Nogle af modulerne er lavet på overskydende print fra tidligere CanSat konkurrence. Andre er lavet på prototypeprint (veroboard).

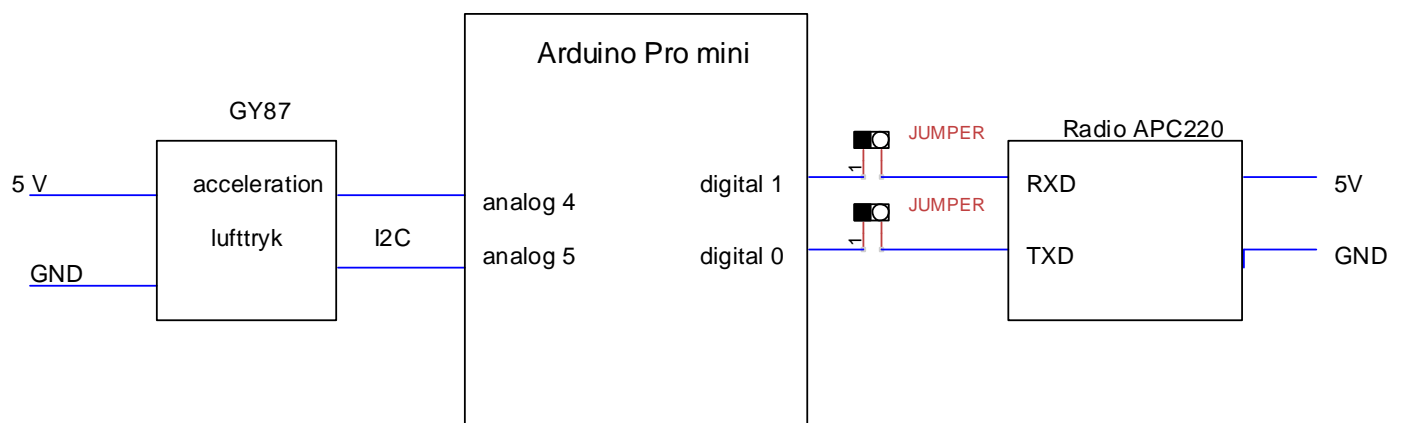
## 2.3 Electrical design

Den elektriske opbygning af hovedsatellitten er følgende:



Jumperne fjernes når Arduinoen skal programmeres.

Landeren har følgende elektriske opbygning:



## Power budget

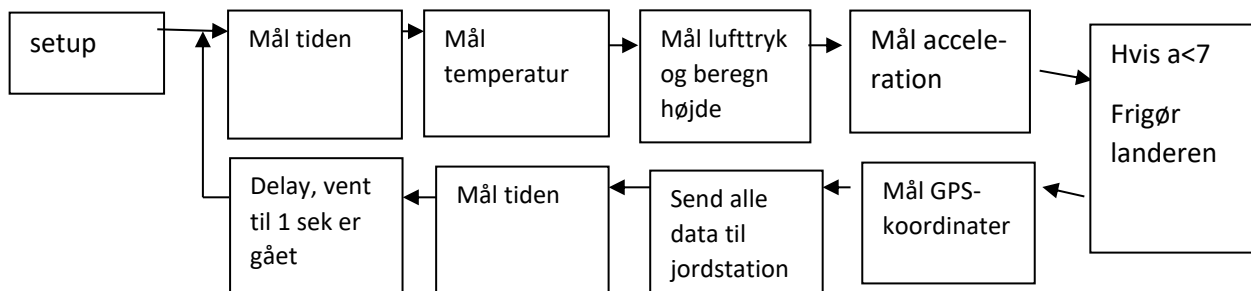
	hovedsatellit	lander
Arduino Pro mini	20 mA	20 mA
Sender (når der sendes)	42mA	42 mA
Accelerometer	0.5mA	0.5 mA
Luftryk sensor	0.5 mA	0.5 mA
GPS	16 mA	
Openlog	10mA	
Temperatursensor	mA	
<b>Total</b>	<b>114 mA</b>	<b>63 mA</b>

Hovedsatellitten har to flade genopladelige Li-polymer batterier på hver 500 mAh. Landeren har et enkelt.

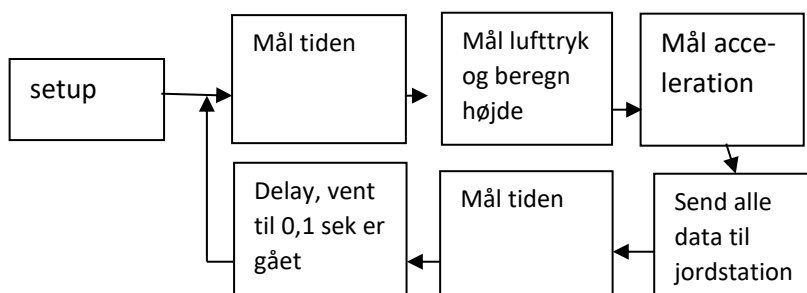
Batterierne bliver boostet til 5 V med en DC-DC Boost Converter Step Up Module med effektivitet på 96%. Det betyder, da energien er bevaret, at den effektive kapacitet er  $500 \text{ mAh} \cdot 3.7/5 \cdot 0.96 = 355 \text{ mAh}$ . Det betyder at hovedsatellitten teoretisk kan holdes kørende i 6 timer og landeren i 5.6 timer. Man kan nok ikke altid stole på at batterierne har den kapacitet der angives, men der skulle være en god margin.

## 2.4 Software design

Programmet i hovedsatellitten har følgende flow diagram:



Landerens program har følgende diagram:

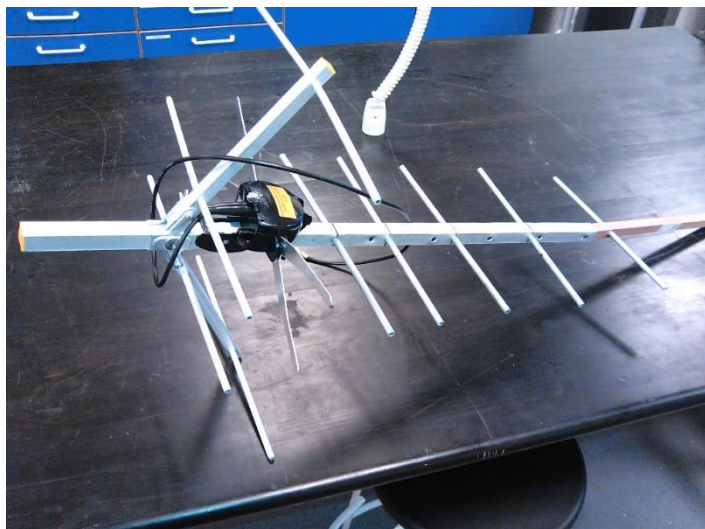


## 2.5 Recovery system

Hovedsatellitten lander i faldskærm med en sådan diameter at faldhastigheden ligger i intervallet 8-11 m/s. Der anbringes ballast (bly) hovedsatellitten sådan at den samlede masse er 325g.

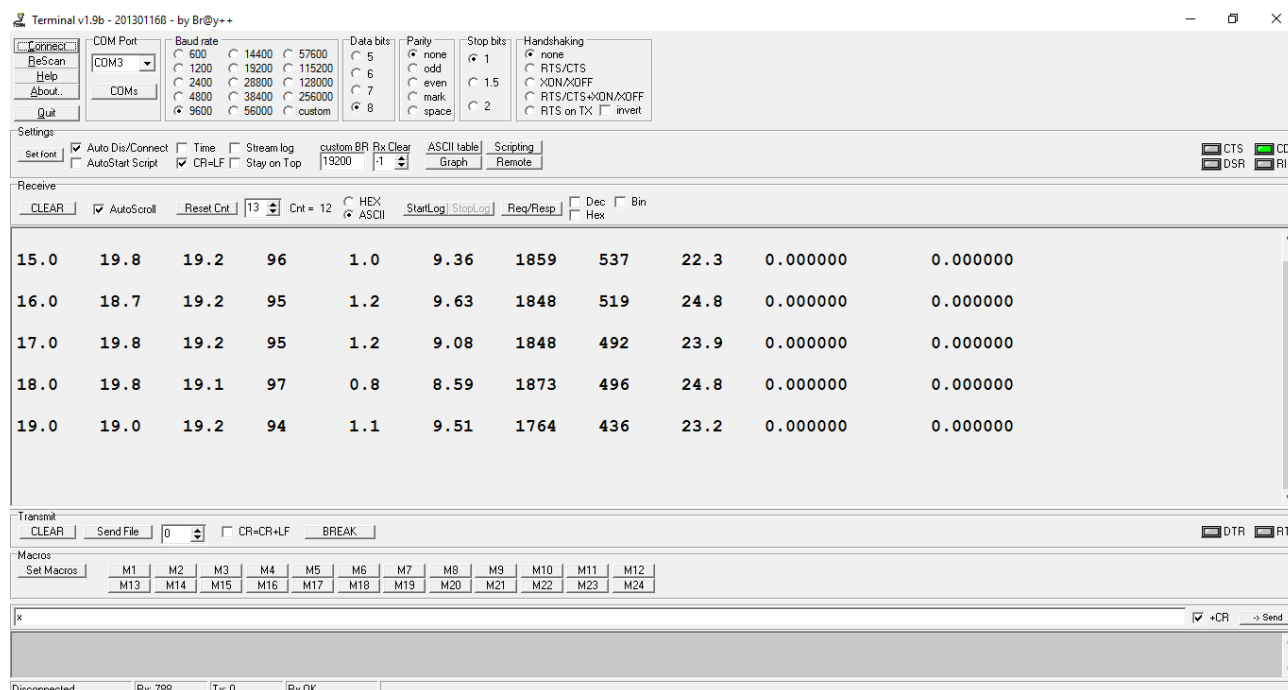
### Ground support Equipment

Data modtages med to yagi antenner, en til hovedsatellit og en til lander. Det er standard UHF antenner til TV, modificerede til det relevante frekvensområde.



Data modtages med et gratis terminalprogram hentet fra <https://sites.google.com/site/terminalbpp/>.

Nedenfor er et skærmbillede af programmet.



Data kan gemmes løbende med knappen StartLog.

Hovedsatellitten har følgende datastruktur:

tid	temperatur	fugtighed	lufttryk	højde	acceleration	breddegrad	længdegrad
sek	celcius	%	Pa	m	m/s <sup>2</sup>	grader	grader

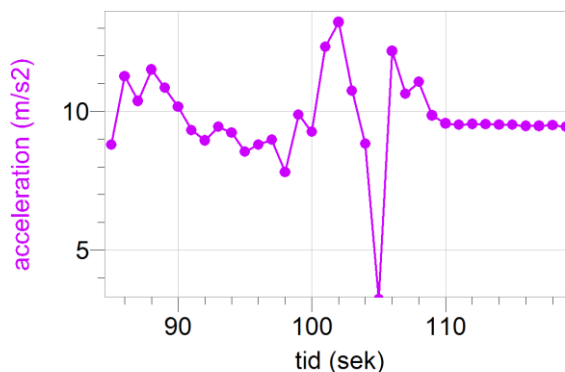
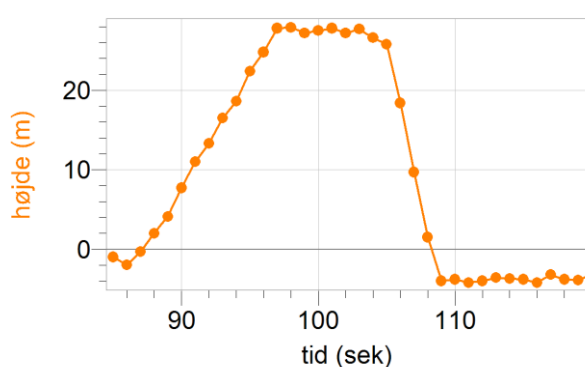
Landeren har datastrukturen:

tid	lufttryk	højde	ax	ay	az	a <sub>total</sub>
sek	Pa	m	m/s <sup>2</sup>	m/s <sup>2</sup>	m/s <sup>2</sup>	m/s <sup>2</sup>

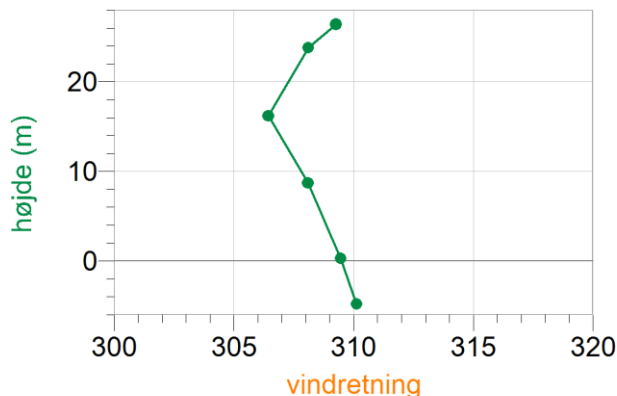
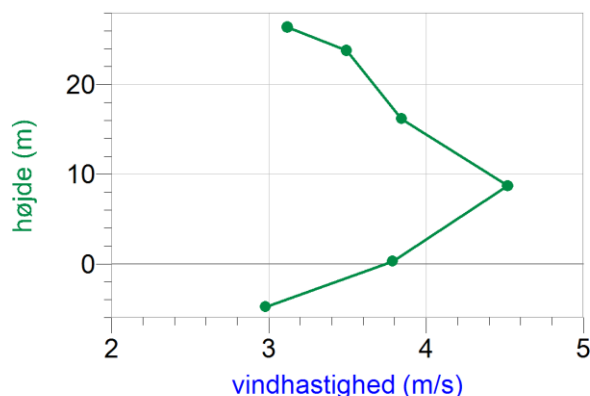
$a_{\text{total}}$  udregnes som  $(ax^2 + ay^2 + az^2)^{1/2}$ .

Alle data skrives på tekstform og kan umiddelbart kopieres over i programmet LoggerPro til videre databehandling.

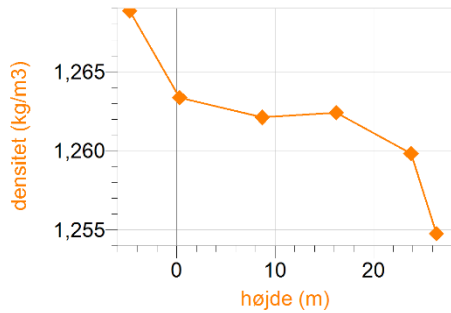
Nedenfor er eksempler på databehandling. Det er data fra et testdrop fra drone som ligger til grund for graferne.



Højden og accelerationen for hovedsatellitten. Der er en del uro mens den hænger i dronen. Det ses, at i det øjeblik satellitten droppes fra dronen falder accelerationen kortvarigt inden faldskærmen folder sig ud til 3 m/s<sup>2</sup>, dvs. under de 7 m/s<sup>2</sup>, som er kriteriet for at frigøre landeren, og den frigøres derfor. Ved landingen er højden negativ, da testen foregik på en bakke.



Vindhastigheden og vindretningen (kompasseretning) i forskellig højde under faldet målt ud fra GPS-data. Det tyder på at der har været et lille vindpust da satellitten var i ti meters højde, og også et lille vindspring.

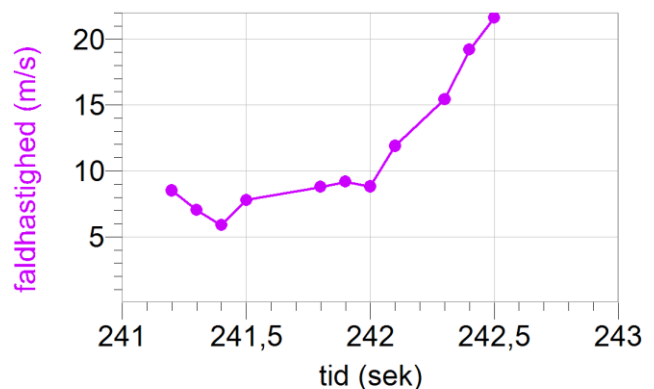
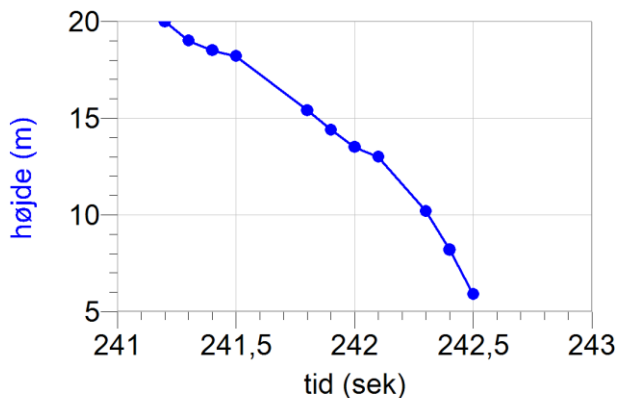


Her ses luftens densitet som funktion af højden. Det er kun et meget lille højdeinterval, så tallene er ret usikre.

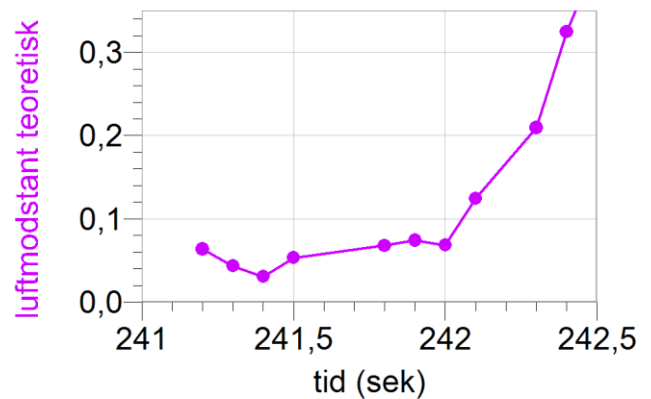
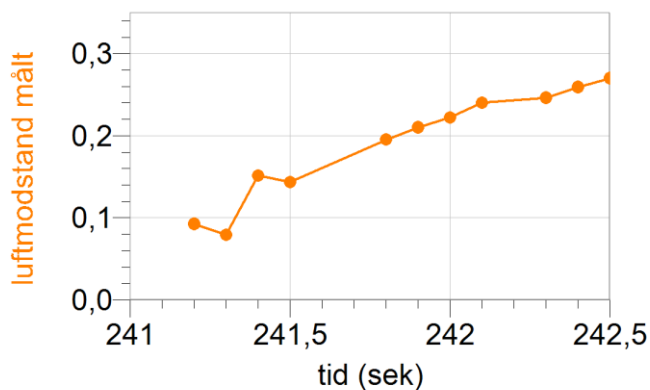


Her er en 3D-graf over flyvningen lagt ind i Google Earth, genereret ud fra de målte GPS data. Med Google Earth åben kan man se grafen fra alle sider. Farven markerer højden.

For landeren giver en test følgende resultater:



Højdegrafen viser at faldet sker hurtigere og hurtigere hvilket også fremgår af hastighedsgrafen. Hastigheden er højden differentieret.



Den målte luftmodstand og den teoretisk beregnede luftmodstand i N (ud fra målt hastighed og densitet). De følger ikke helt ad. Et fald fra større højde vil formodentlig give bedre data.

### 3 PROJECT PLANNING

#### 3.1 Der er foretaget forskellige tests.

Frigørelsesmekanismen for landeren er afprøvet, den oprindelige ide var at frigøre den ved et signal fra jordstationen, men situationen omkring en opsendelse kan være hektisk, så det vurderes mere sikkert at frigøre den ud fra hovedsatellittens acceleration, altså et objektivi kriterium. Proceduren fungerer.

Måling af data og datatransmission er testet og fungerer.

Datatransmission er testes på stor afstand, op til 1000 meter og fungerer.

Faldhastigheden for hovedsatellitten er testet og målt til 8,2 m/s.

Ved en batteritest har der været målt og sendt data i mere end to timer.

#### 3.2 Resource estimation

##### 3.2.1 Budget

Budgettet for den samlede CanSat i DKr:

Arduino Pro mini	2*20
PCB 's	40
sendere	200
Openlog	50
GY87	2*50
GPS	75
Micro SD kort, 8GB	30
materialer til faldskærm	20
diverse	75
Batterier	35
Battery boostere	15

**Total 680 kr eller 90€**

Budgettet inkluderer ikke jordstation.



## 4 OUTREACH PROGRAMME

Ved en morgensamling på skolen har teamet fortalt om CanSat projektet. Mange af eleverne på skolen kender til CanSat da skolen har deltaget i CanSat konkurrencer flere gange. Nye elever er blevet interesseret i at være med senere.

Den klasse teamet kommer fra skal senere på skoleåret arbejde med CanSat i forbindelse med en større opgave. Her skal eleverne i teamet vejlede de andre elever. Det har de nu kompetencer til efter at have arbejdet frem mod den danske CanSat konkurrence.

Der er skrevet en logbog/blog så de andre elever kan følge arbejdet.

Der er planlagt et besøg på virksomheden Terma, som (også) arbejder med satellitter. Dette besøg har endnu ikke været afholdt.

### Requirements

CanSaten har følgende specifikationer:

Characteristics	Figure
Height of the CanSat	115 mm
Mass of the CanSat, incl. ballast	325 g
Diameter of the CanSat	65 mm
Length of the recovery system	3 cm
Flight time scheduled, estimated	2 min. fra 1000 meter, 10 sek. fra 90 meter
Calculated descent rate	8.5 m/s
Radio frequency used	441 MHz, 441.5 MHz
Power consumption	177 mA
Total cost	90€

### Konklusion

CanSaten er i stand til at udføre sin mission tilfredsstillende. Den lever op til de i appendix 1 stillede krav til en CanSat.



## APPENDIX 1 THE CANSAT REQUIREMENTS

The CanSat hardware and missions must be designed to the following requirements and constraints:

[1] All the components of the CanSat must fit inside a standard soda can (115 mm height and 66 mm diameter), with the exception of the parachute. Radio antennas and GPS antennas can be mounted externally (on the top or bottom of the can, but not on the sides), depending on the design.

N.B. The rocket payload area usually has 4.5 cm of space per CanSat available, along the can's axial dimension (i.e. height), which must accommodate all external elements including: parachute, parachute attachment hardware, and any antennas.

[2] The antennas, transducers and other elements of the CanSat cannot extend beyond the can's diameter until it has left the launch vehicle.

[3] The mass of the CanSat must be between 300 and 350 grams. CanSats that are lighter must take additional ballast with them to reach the 300 grams minimum mass limit required.

[4] Explosives, detonators, pyrotechnics, and inflammable or dangerous materials are strictly forbidden. All materials used must be safe for the personnel, the equipment, and the environment. In case of doubt, Material Safety Data Sheets (MSDS) will be requested.

[5] The CanSat must be powered by a battery and/or solar panels. It must be possible for the systems to be switched on for four continuous hours.

[6] The battery must be easily accessible in case it has to be replaced/recharged.

[7] The CanSat must have an easily accessible master power switch.

[8] Inclusion of a retrieval system (beeper, radio beacon, GPS, etc.) is recommended.

[9] The CanSat should have a recovery system, such as a parachute, capable of being reused after launch. It is recommended to use bright coloured fabric, which will facilitate recovery of the CanSat after landing.

[10] The parachute connection must be able to withstand up to 1000 N of force. The strength of the parachute must be tested to ensure that the system will operate nominally.

[11] For recovery reasons, a maximum flight time of 120 seconds is recommended. If attempting a directed landing, then a maximum of 170 seconds flight time is recommended.

[12] A descent rate between 8 and 11 m/s is recommended for recovery reasons. In case of a directed landing, a lower descent rate of 6m/s is recommended. However, the airfield might determine additional mandatory restrictions on the velocity. In this case, the information will be provided to the teams well in advance so that they can adapt their secondary missions to these restrictions.

[13] The CanSat must be able to withstand an acceleration of up to 20 g.

[14] The total budget of the final CanSat model should not exceed 500€. Ground Stations (GS) and any related non-flying item will not be considered in the budget. More information regarding the penalties in case the teams exceed the stated budget can be found in the next section.

[15] In the case of sponsorship, all items obtained should be specified in the budget with the actual corresponding costs on the market.

[16] The CanSat must be flight-ready upon arrival at the launch campaign. A final technical inspection of the CanSats will be done by authorized personnel before launch.