

Krzysztof Maciejowski

**BALONOWA GONDOLA
STRATOSFERYCZNA DO OBSERWACJI I
BADAŃ ATMOSFERY, KTÓREJ WARUNKI
SĄ ZBLIŻONE DO KOSMICZNYCH
PODCZAS KONTROLOWANEGO
WZNOSZENIA I OPADANIA**

Sprawozdanie z lotu gondoli w dniu 18X2019 podczas
Near Space Conference w Toruniu

Kraków, 2019

Spis treści

1. Wprowadzenie
2. Cel i opis projektu
3. Historia misji stratosferycznych
4. Typowe problemy misji stratosferycznych
 - 4.1. Temperatura
 - 4.2. Ciśnienie
 - 4.3. Śledzenie ładunku
5. Gondola wraz z przyrządami pomiarowymi
 - 5.1. Główny komputer
 - a) Opis układu
 - b) Układy wejścia/wyjścia
 - c) Pomiary i zbieranie danych
 - 5.2. Czujniki i eksperymenty
 - a) Krótki opis eksperymentów
 - b) temperatura
 - c) ciśnienie
 - d) wilgotność
 - e) akcelerometr
 - f) natężenie światła
 - g) pomiar szybkości i wysokości
 - 5.3. Zapis danych
 - a) Opis układu
 - b) Sposób zapisu danych
 - 5.4. Zasilanie
 - 5.5. Konstrukcja gondoli
 - 5.6. Telemetria oraz kamery
6. Lot ładunku i jego odzyskanie
 - 6.1. Przygotowania do startu
 - 6.2. Start i lot
 - 6.3. Lądowanie i odzyskanie ładunku
7. Prezentacja wyników
8. Podsumowanie
9. Linki i przypisy

1. Wprowadzenie

W dzisiejszych czasach misje z użyciem balonów stratosferycznych są powiązane z przemysłem kosmicznym ponieważ warunki panujące w stratosferze są bardzo podobne do tych panujących w przestrzeni kosmicznej. Oznacza to, że przeprowadzając eksperymenty w stratosferze, możemy z dużym prawdopodobieństwem określić prawdopodobieństwo powodzenia podobnej misji w przestrzeni kosmicznej.

Stratosfera rozciąga się średnio od 10 km nad powierzchnią Ziemi w zależności od szerokości geograficznej a jej przeciwną granicę przyjmuje się jako 50 km nad powierzchnią. Graniczy ona od „dołu” z tropopauzą oraz od „góry” z stratopauzą.

Ta część atmosfery ma specyficzne parametry. Temperatury mogą tutaj osiągać nawet -50 stopni Celcjusza jednakże od pewnej wysokości (mniej więcej od 20 km) temperatura rośnie osiągając chwilami temperatury bliskie zeru stopniom Celcjusza. Kolejnym bardzo ciekawym zjawiskiem jest ciśnienie atmosferyczne, które na tej wysokości prawie nie istnieje i osiąga wartość nawet kilku hPa. Dodatkowo bardzo niska wilgotność oraz duże promieniowanie UV połączone z dużym stężeniem ozonu tworzą mieszankę idealną do prowadzenia zaawansowanych eksperymentów, które mogą posłużyć potem do przeprowadzania bardziej zaawansowanych eksperymentów w przestrzeni kosmicznej.

Urządzenie, które miałyby zebrać dane z takiego środowiska musi być odporne na czynniki panujące na zewnątrz oraz powinno mieć zapewnioną komunikację w celu śledzenia jego lotu. Dodatkowo można wyposażyć je w komunikację bezprzewodową tak aby na bieżąco zbierać dane.

Projekt opisany poniżej został przeprowadzony we współpracy z Fundacją Copernicus Project oraz DNF Systems. Współpraca polegała na pomocy w ominięciu formalności dotyczących wysłania balonu oraz wsparciu merytorycznemu.

2. Cel projektu

- wyniesienie ładunku wraz z czujnikami minimalnie na wysokość uznawaną jako granica stratosfery tj. około 10 km
- zebranie danych podczas całego lotu
- wyciągnięcie wniosków oraz udoskonalenie projektu na przyszłe misje
- realizacja swoich marzeń oraz rozwój w dziedzinie elektroniki oraz programowania

3. Historia misji stratosferycznych

Balony stratosferyczne są używane od ponad stu lat do badania klimatu i zbierania danych meteorologicznych. Pierwsze urządzenie zostało wypuszczone z użyciem balonu w 1892 roku przez Gustave'a Hermite'a. Był to papierowy balon wypełniony mieszaną wodoru i metanu. Dzięki niemu została wyniesiona pierwsza aparatura pomiarowa, która składała się z prostego barometru oraz termometru. Całość została wyniesiona na ponad 10 km czyli ponad umowną granicę stratosfery. Od roku 1902 standardem było wysyłanie ładunków z transmitem radiowym, dzięki któremu możliwe było zlokalizowanie gondoli. Dodatkowo balony zaczęły być wytwarzane z bardziej wytrzymałych materiałów jak np. guma.

Od tamtego czasu podobne misje zyskują coraz większą popularność czego dowodem są bardzo popularne w obecnych czasach amatorskie misje balonów stratosferycznych. Poza lotami amatorskimi równie popularne są loty ładunków, które tworzone są przez prywatne jak i państwowie przedsiębiorstwa np. w celu prognozowania zmian klimatu.

4. Typowe problemy misji stratosferycznych

Balonowe eksperymenty stanowią podstawę dla pionowych pomiarów czynników takich jak temperatura, ciśnienie czy wilgotność. W dzisiejszych czasach są one bardzo popularne przez co pomiary te mogą zostać dokonane praktycznie przez każdego jednakże należy uwzględnić tutaj również problemy, które stoją przed potencjalnymi konstruktorami i planistami takich misji.

4.1 Temperatura

Podstawowym wyzwaniem dla ładunków jest temperatura. Wraz ze wzrostem wysokości maleje temperatura. Przyjmuje się że jest to spadek liniowy rzędu $0,6^{\circ}\text{C}$ na każde 100m co jest widoczne zwłaszcza w tropopauzie. Średnia minimalna temperatura panująca na granicy troposfery a stratosfery to od około -45°C do -55°C dla naszych szerokości geograficznych. Na krańcach tropopauzy, która następnie przechodzi w stratosferę zachodzi bardzo ciekawe a jednocześnie niezbyt intuicyjne zjawisko, którym jest wzrost temperatury.

Za wzrost ten odpowiedzialna jest jest absorpcja słonecznego promieniowania UV przez ozon (tutaj znajduje się warstwa ozonowa, która swoją drogą najgrubsza jest na równiku i zanika wraz ze wzrostem szerokości geograficznych aż do szerokości biegunów gdzie powstają tzw dziury ozonowe związane z zachodzącymi tam reakcjami chemicznymi) czyli pochłanianie energii fali elektromagnetycznej przez cząsteczki ozonu. O ile promieniowanie słoneczne opuszcza cząsteczki o tyle nie w całości gdyż część energii zostaje pochłonięta powodując wzrost temperatury całej stratosfery.

Pomimo że wzrost ten jest zauważalny dla czujników to nie jest on na tyle duży aby można było wysłać tam elektronikę wrażliwą na niskie temperatury bez żadnego zabezpieczenia. Poza elektroniką, bardzo wrażliwe na niskie temperatury są akumulatorki oraz baterie, które zasilają wszystkie czujniki oraz elementy sterujące nimi. Dlatego też poza odpowiednio zaprojektowaną elektroniką, równie istotnym czynnikiem jest skonstruowanie odpowiedniej izolacji dla całego ładunku.

4.2 Ciśnienie

Kolejnym czynnikiem, który należy wziąć pod uwagę podczas podobnych misji jest ciśnienie. W celu łatwego operowania i przeliczania wartości ciśnienia wprowadzono jednostkę ciśnienia – atmosferę. Jest ona równa 1013,25 hPa. Analogicznie do temperatury tak i ciśnienie maleje wraz ze wzrostem wysokości. Do około 1000m nad poziomem morza jest to spadek liniowy (przyjmuje się 11,3 hPa/100m) ale potem jest to spadek wykładniczy.

Aby zrozumieć dlaczego ciśnienie może być problemem należy zrozumieć czym jest ciśnienie (pod tym pojęciem mam na myśli ciśnienie atmosferyczne). Jest to stosunek wartości siły nacisku powietrza do powierzchni na jaką powietrze naciska. A czym jest powietrze? Jest mieszaniną częstek. Ta właśnie mieszanina ma bardzo istotną już wcześniej wspomnianą właściwość czyli możliwość wywierania nacisku na powierzchnię.

Kwestią najbardziej istotną dla amatorskich misji stratosferycznych jest właśnie nacisk powietrza. Zakładając, że konstruktor będzie chciał szczerle zaizolować ładunek może popełnić spory błąd, który w najgorszym ładunku będzie mógł doprowadzić do rozszczelnienia ładunku a tym samym do efektów odwrotnych niż było to w zamierzeniu. Będzie to spowodowane faktem, że powietrze znajdujące się wewnątrz gondoli nie będzie miało możliwości ujścia z wnętrza i wyrównania się z wciąż malejącym ciśnieniem na zewnątrz.

4.3 Śledzenie ładunku

Położenie ładunku pozwala nam zlokalizować jego obecne położenie oraz pomóc w odzyskaniu ładunku po jego wylądowaniu. Jednakże również w tym zakresie pojawiają się pewne ograniczenia.

Pierwszym pomysłem jaki może przyjść do głowy w jaki sposób śledzić ładunek jest moduł GPS. Niestety jego ogromnym ograniczeniem jest wysokość do której może on zbierać dane. Niestety większość modułów GPS ma narzucone ograniczenie wysokościowe. Najczęstszym argumentem dla takich ograniczeń jest możliwość wykorzystania takich modułów w rakietach balistycznych. Pomimo to na rynku są dostępne moduły, które mogą działać bez zarzutów do wysokości 40 – 50 km co dla amatorskich misji stratosferycznych jest wystarczające. Pokazuje to że o ile jest możliwe zbieranie informacji o położeniu gondoli o tyle problem pojawia się przy przesyłce danych.

Jednym ze sposobów jest wysyłanie danych przez moduły GSM. Są one proste w obsłudze jednażke podobnie jak większość modułów GPS mają podstawową wadę: maksymalna wysokość do której mogą działać. Jest to związane z kątem nachylenia anten GSM.

Innymi ciekawymi rozwiązaniami są rozwiązania krótkofałarskie lub radiomodemy. W tych pierwszych bardzo często stosowanym systemem jest tzw APRS (Automatic Position Reporting System). Wykorzystuje on transmisję packet radio w trybie bez połączenia co pozwala wszystkim stacjom na odbieranie dowolnej transmisji danych co oznacza że jest ona typem komunikacji „jeden do wielu”. Ma ona wiele zalet jednakże posiada jedną istotną cechę która w chwili obecnej mnie dyskwalifikuje – na system APRS i jego obsługę konieczna jest licencja krótkofałowca.

Z kolei radiomodemy są to specjalistyczne układy radiowe mające na celu komunikację oraz wymianę danych między sobą. Są one dostępne na pasma ogólnodostępne jak i licencjonowane. Na rynku dostępnych jest wiele modeli i gotowych układów. Z reguły mają one ustaloną częstotliwość pracy ze względu na fabrycznie dodane filtry radiowe a jedyna „trudność” w ich obsłudze to wysłanie danych w standardzie TTL RS 232/485.

5. Gondola wraz z przyrządami pomiarowymi

W tym punkcie chciałbym skupić się na elemencie od którego wszystko zależy czyli gondoli przymocowanej za pomocą linki do balonu w której znajdują się czujniki służące do zbierania danych. Chciałbym zawrzeć tutaj sekcje opisujące główny komputer sterujący zbieraniem i zapisywaniem danych, opis czujników i eksperymentów, sposób zapisu danych oraz wspomnieć trochę o zasilaniu całego układu.

Gondola została wykonana ze styropianu w celu zaizolowania wrażliwej elektroniki na niekorzystne czynniki zewnętrzne. Elektronika oraz kod zostały w całości zaprojektowane i stworzone przeze mnie. Kod został napisany w programie Atmel Studio 7 a cała elektronika zaprojektowana w programie EAGLE 9.



Rysunek 5.1 Zdjęcie gondoli z otwartą pokrywą

5.1 Główny komputer

a) Opis układu

Główym celem jednostki centralnej jest zarządzanie oraz koordynacja eksperymentów i urządzeń peryferyjnych oraz zapisywanie danych zebranych z czujników. Sercem jest mikroprocesor Atmega32 taktowany sprzętowo częstotliwością 1 MHz. Jest on zasilany poprzez zestaw baterii, których napięcie jest stabilizowane poprzez stabilizator 3,3V. Jest to wartość, która pozwala na stabilne działanie wszystkich komponentów

Z mikroprocesora wyprowadzone są ścieżki na eksperymenty. Większość z nich komunikuje się poprzez magistralę I₂C jednakże jest kilka które wykorzystują magistralę 1Wire. Poza wymienionymi sposobami komunikacji, jeden z eksperymentów wykorzystywał 10 bitowy przetwornik ADC z zewnętrznym napięciem odniesienia.

b) Układy wejścia/wyjścia

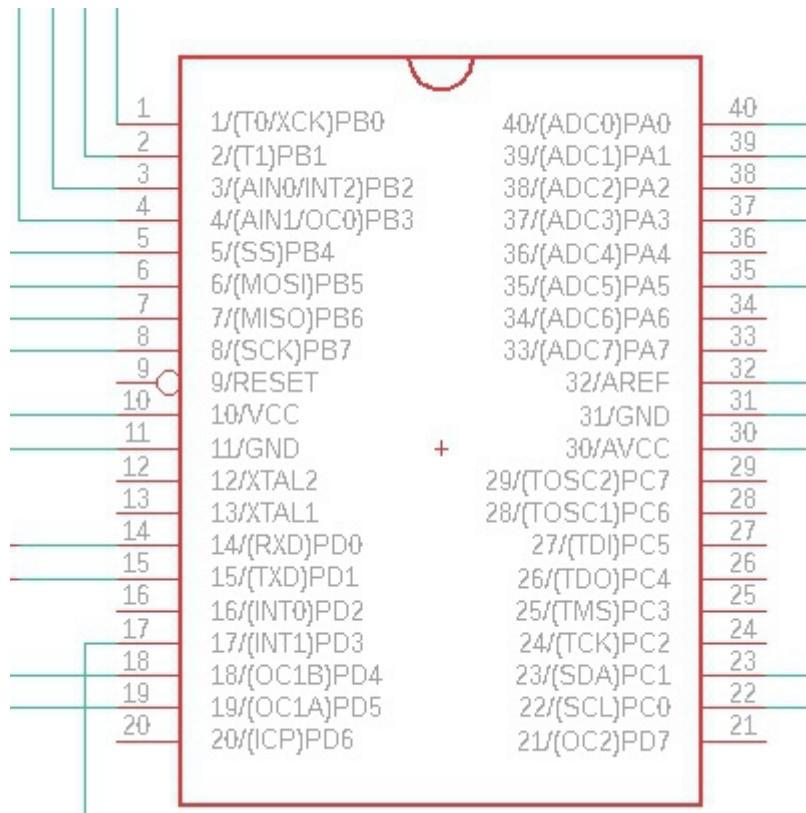
W projekcie zostały wykorzystane zarówno układy wyjścia jak i wejścia. Poniżej znajdują się przedstawione urządzenia które są obsługiwane przez porty wejścia lub wyjścia i przedstawia się to następująco:

- układy wejścia

- czujniki obsługiwane przez magistralę I₂C (akcelerometr, zegar czasu rzeczywistego, ciśnienie). Są to piny **PC0** oraz **PC1** odpowiednio **SCL** oraz **SDA**.
- czujniki obsługiwane magistralą OneWire (temperatura, oraz wilgotność). Są to piny **PD3**, **PD4** oraz **PD5**.
- przetwornik ADC oraz podłączone do niego w odpowiedni sposób fotorezystory do pomiaru natężenia światła (według noty katalogowej obligatoryjne przydzielenie pinów **PA0 – PA3**)

- układy wyjścia

- generator dźwięku podpięty pod pin PA5. Z racji że generator może pobierać więcej prądu niż pozwala na to nóżka mikroprocesora to został dodany rezystor bramkowy 1 kOhm oraz tranzystor NPN BC547 w celu sterowania prądem oraz zabezpieczenia przed nadmiernym przepływem prądu przez nóżkę mikrokontrolera
- karta SD do zapisu danych, które zostały pobrane przez czujniki i przesłane do mikrokontrolera zarządzającego całością



Rysunek 5.2 Wyprowadzenie i użycie pinów ATMEGA32 (linie zielone to użyte piny)

c) Pomiary i zbieranie danych

Mikrokontroler został zaprogramowany aby zapisywać na kartę SD dane zebrane z czujników co 10 sekund. Czas potrzebny do określenia zapisu był zapewniony przez zegar czasu rzeczywistego, który posiadał swoje własne oraz zewnętrzne zasilanie tak aby w przypadku awarii jednego z nich zegar miał wciąż zapewnioną możliwość poprawnego działania.

Główny komputer na bieżąco monitorował czas odczytywany z modułu zegarowego. Zapisywanie co 10 sekund było zapewnione prostą instrukcją:

```
if(seconds%10 == 0)
```

gdzie w zmiennej `seconds` na bieżąco była zapisywana wartość sekund.

Jeśli został spełniony warunek podany powyżej, program wykonywał blok zawarty w instrukcji warunkowej **if** gdzie mieściły się procedury odczytu poszczególnych czujników. Następnie dane były odpowiednio formułowane i zapisywane na karcie SD zgodnie z wcześniej ustalonym schematem.

5.2 Czujniki i eksperymenty

a) Krótki opis eksperymentów

Na pokładzie gondoli zostały zamontowane czujniki i eksperymenty do monitorowania i obserwacji atmosfery oraz zbadania czynników, które hipotetycznie mogą zmieniać się w zależności od wysokości na jakiej znajduje się ładunek. W trakcie lotu miały zostać przeprowadzone pomiary następujących wielkości:

- temperatura
- ciśnienie
- wilgotność powietrzna
- rozkład sił działający na ładunek
- natężenie światła
- pomiar szybkości wznoszenia i opadania
- pomiar wysokości na jakiej w danej chwili znajdował się ładunek
- pole magnetyczne Ziemi

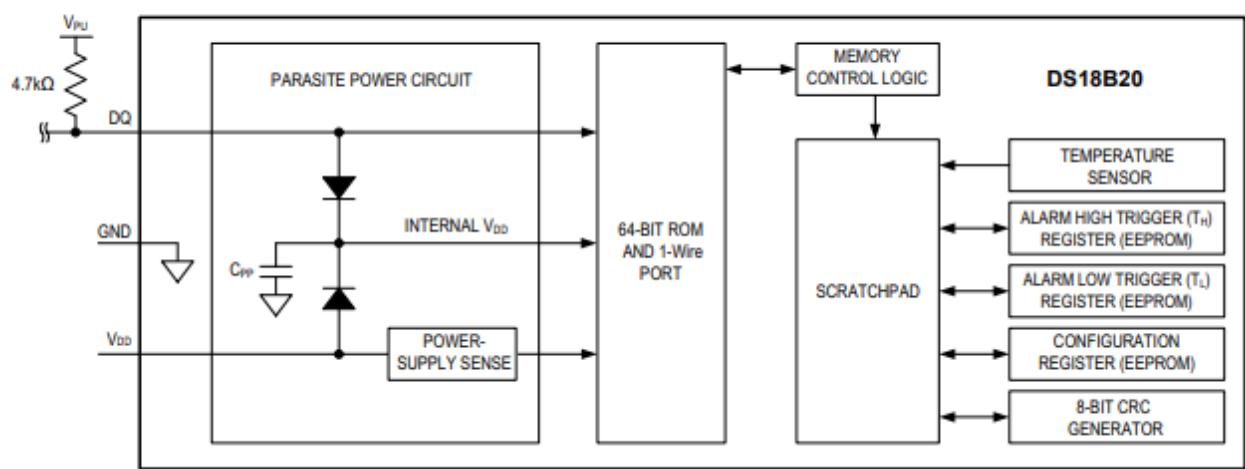
W kolejnym kroku zostaną przedstawione bardziej szczegółowe informacje na temat każdego z czujników, zastosowanych rozwiązań oraz garść danych dotyczących specyfikacji.

b) Temperatura

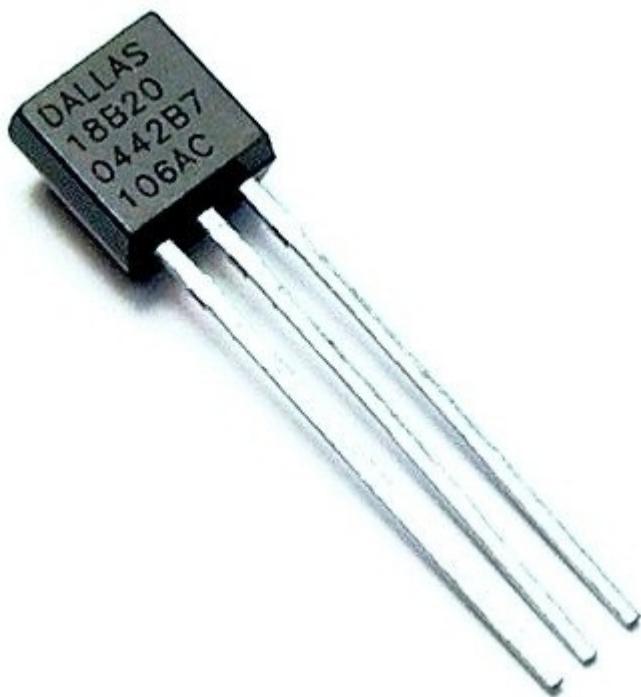
Wbrew temu co zostało wcześniej powiedziane, układ składał się z dwóch czujników temperatury. Zostały one podpięte pod piny **PD3** oraz **PD4**. Jeden z nich miał za zadanie zbierać informacje o temperaturze panującej na zewnątrz ładunku. Z kolei drugi z nich miał monitorować temperaturę wewnętrz gondoli tak aby móc w przyszłości zastosować lepsze rozwiązania np. w zakresie izolacji jeśli takie będą potrzebne.

W obu przypadkach zostały zastosowane cyfrowe czujniki DALLAS DS18B20. Można powiedzieć, że ze względu na charakter misji był to najważniejszy czujnik toteż podlegał największym restrykcjom jeśli chodzi o warunki panujące na zewnątrz. Celem było zebranie danych dotyczących temperatury na potrzeby przyszłych misji i określenie bezpiecznego zakresu temperatur pracy dla pozostałych czujników. Dlatego też wymagany był termometr, który będzie miał szeroki zakres temperatur pracy a jednocześnie będzie prosty w użyciu.

Na zalety tego czujnika składa się m.in. wcześniej już wspomniany szeroki zakres temperatur pracy oraz stosunkowo dobra dokładność. Producent deklaruje, że termometr może bezpiecznie pracować w zakresie temperatur -55°C do $+125^{\circ}\text{C}$ a błąd pomiaru przy temperaturze -55°C wynosi $+/ - 2^{\circ}\text{C}$. Dodatkowo posiada on programowalną rozdzielcość od 9 do 12 bitów co pozwala w teorii osiągnąć dokładność nawet do czterech miejsc po przecinku jednakże jest to zastosowanie niepraktyczne dla temperatur, które wchodzą w grę podczas takich misji co powoduje że dokładność do jednego miejsca po przecinku jest aż nadto wystarczająca a tym samym pozwala ona skrócić czas pomiaru. Dodatkową jego zaletą jest prostota obsługi, gdyż jest on obsługiwany przez protokół OneWire a do obsłużenia czujnika jest potrzebna tylko jedna linia danych.



Rysunek 5.3 Diagram blokowy DALLAS DS18B20

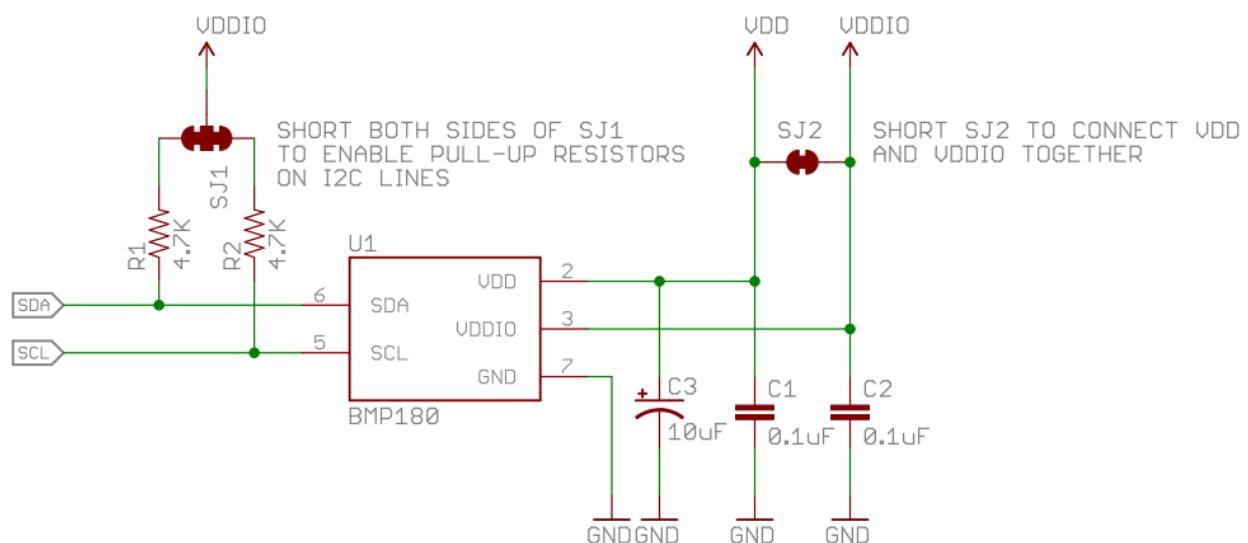


Rysunek 5.4 Czujnik DALLAS DS18B20

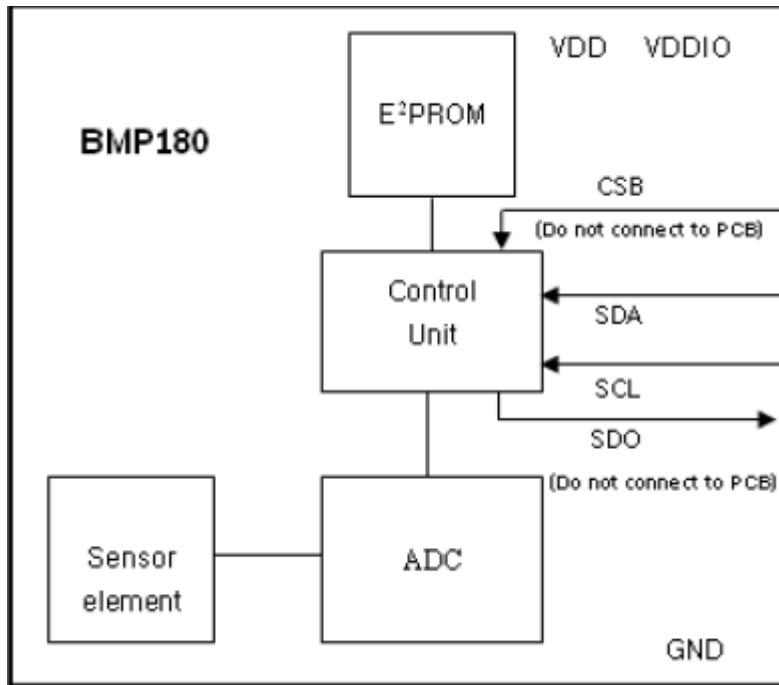
c) Ciśnienie

Kolejną mierzoną wielkością było ciśnienie. Tutaj należało się zmierzyć z dużym ryzykiem ponieważ nie udało mi się znaleźć żadnego układu cyfrowego do pomiaru ciśnienia, gdzie producent deklarował minimalną wartość prawidłowego pomiaru mniejszą niż 300 hPa. Dlatego też wybrałem czujnik cieszący się jedną z najlepszych opinii, wybór mój padł na BMP180.

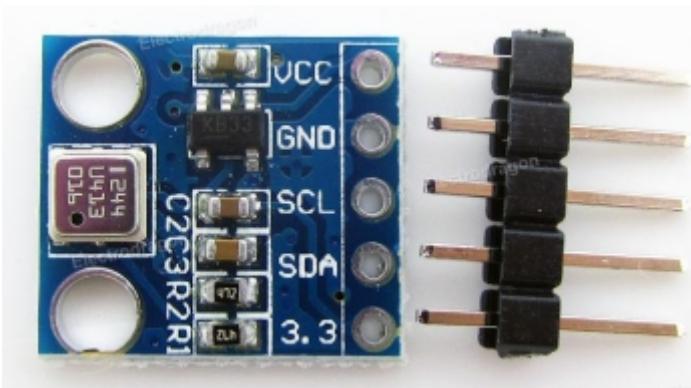
Jest to cyfrowy czujnik ciśnienia (ma również możliwość pomiaru temperatury), który komunikuje się z mikrokontrolerem poprzez magistralę I₂C. Jest on wykonany w technologii piezoresystancyjnej przez co posiada on takie właściwości jak duża czułość, odporność na przeciążenia ciśnieniowe (producent deklaruje że jest to wartość nawet do 10000 hPa) czy duża szybkość działania. Ciekawą kwestią jeśli chodzi o wyniki uzyskiwane przez czujnik jest możliwość kilkukrotnego pomiaru i ich uśredniania co niestety wiąże się z większym poborem mocy oraz czasem potrzebnym na zrealizowanie takiej operacji.



Rysunek 5.5 Schemat podłączenia czujnika BMP180



Rysunek 5.6 Schemat blokowy BMP180



Rysunek 5.7 Czujnik BMP180

d) Wilgotność

Do pomiaru wilgotności wymagany był czujnik o jak najszerzym możliwym zakresie. W tym celu został użyty czujnik AM2302, którego zakres pomiarowy wynosi od 0% do 100% RH gdzie RH jest wilgotnością względną wyrażoną w procentach i określa ona stosunek rzeczywistej wilgoci w powietrzu do jej maksymalnej ilości, którą może utrzymać powietrze w danej temperaturze.

Czujnik ten ma również możliwość zwrócenia wartości temperatury jaką panuje w jego otoczeniu. Posiada on stosunkowo dobre parametry działania. Dla temperatury jego zakres pomiarowy wynosi od -40°C do +80°C, rozdzielcość to 8 bitów czyli 0,1°C a dokładność +/-0,5°C. Dla pomiaru wilgotności jego zakres pomiarowy to od 0% do 100% RH co jest idealnym rozwiązaniem ponieważ jest w stanie zmierzyć cały możliwy zakres. Dodatkowo rozdzielcość wynosi również 8 bitów (0,1%) a dokładność wynosi średnio +/- 2% RH co wydaje się być akceptowalnym rozwiązaniem.

Zakupiłem gotowy moduł, który posiadał już wlutowane odpowiednie elementy pasywne – rezystory oraz kondensatory filtrujące – co pozwoliło na łatwiejszy montaż czujnika na zewnętrznej ścianie gondoli. Układ ten posiada trzy wyprowadzenia: **GND** (masa), **VCC** (napięcie zasilania w zakresie 3,3V do 5,5V) oraz **DOUT** (wyjście cyfrowe, które podłącza się do pinu mikrokontrolera w celu odczytu danych).



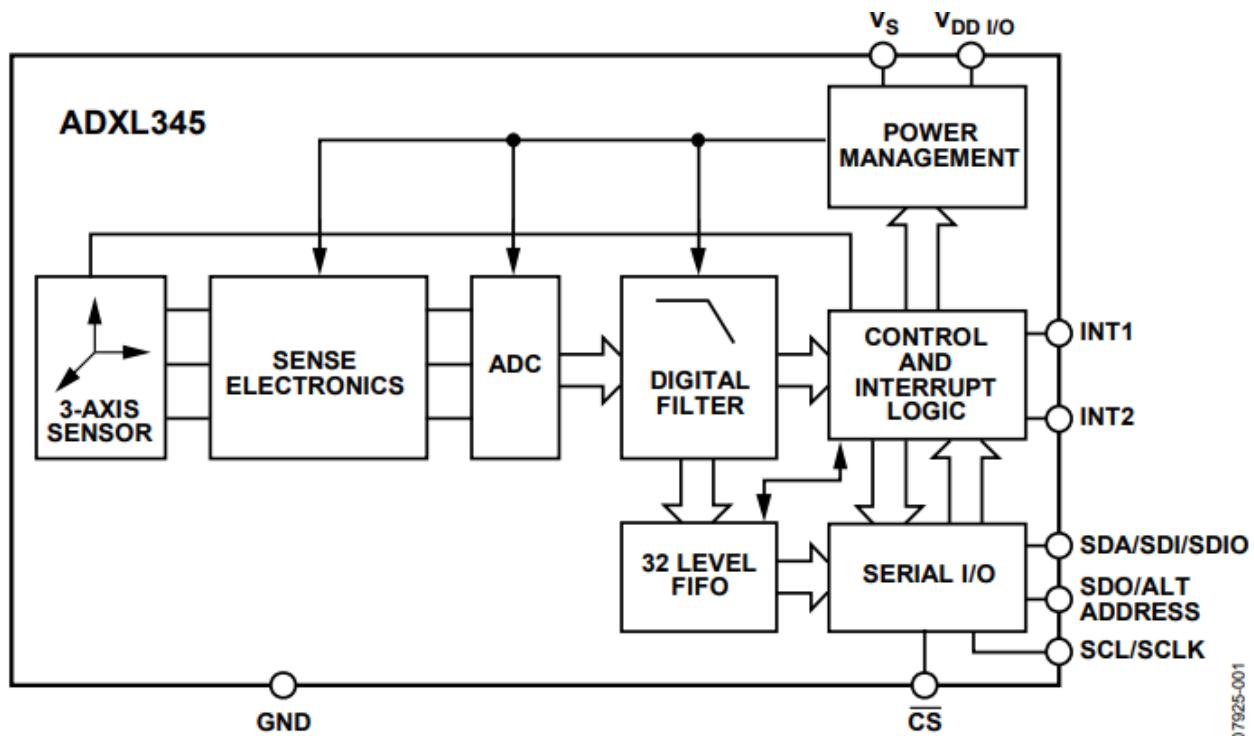
Rysunek 5.8 Czujnik AM2302

e) Akcelerometr

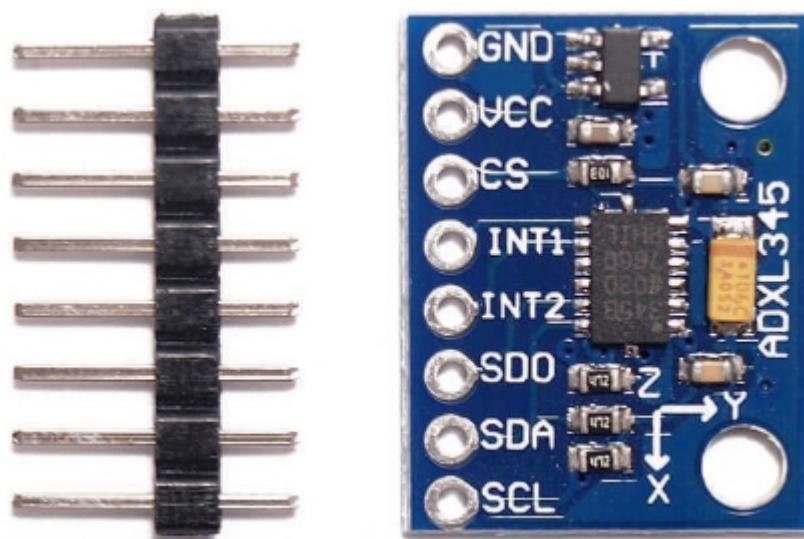
Głównym zamierzeniem tego eksperymentu było prześledzenie jakie przeciążenia działają na ładunek w danym momencie lotu. W tym celu został użyty bardzo ciekawy czujnik ADXL345. Służy on do pomiaru przyspieszeń w trzech osiach w zakresie +/- 16 g. Komunikuje się on przez magistralę I₂C lub SPI (w tym projekcie komunikuje się on poprzez I₂C tak jak większość czujników użytych w eksperymencie co ułatwia implementację, wybór typu komunikacji odbywa się poprzez podanie na pin **CS** czujnika odpowiedniej wartości, dla I₂C jest to logiczna jedynka). Dla każdej osi posiada on rozdzielcość od 10 do 13 bitów.

Jest on pierwszym eksperymentem spośród wyżej wymienionych, który znajdował się bezpośrednio na płytce PCB i był odizolowany od warunków zewnętrznych. Jeśli na czujnik nie działają żadne zewnętrzne siły jest on dobrym przyrządem do określenia przyspieszenia grawitacyjnego Ziemi w trzech osiach. Jeśli na ciało zadziała siła, której wypadkowa jest różna od zera to powstaje przyspieszenie. Ten akcelerometr wyraża to przyspieszenie w odniesieniu do przyspieszenia grawitacyjnego Ziemi.

Może pojawić się pytanie czy wraz ze wzrostem wysokości nie pojawią się błędne wyniki pomiarowe związane z oddalaniem się od pola grawitacyjnego Ziemi a tym samym zmniejszenia przyspieszenia grawitacyjnego. Otóż błąd ten można pominąć, gdyż na wysokości 20km, czyli na wysokości na jaką wzleciał ładunek, różnica przyspieszenia grawitacyjnego na powierzchni w stosunku do tego na wysokości 20 km wynosi mniej niż 1% co odpowiada dopiero 3 miejscu po przecinku. Jak się okazało siły działające na ładunek okazały się znacznie większe co dowodzi, że błąd ten możemy zaniechać.



Rysunek 5.9 Schemat blokowy ADXL345



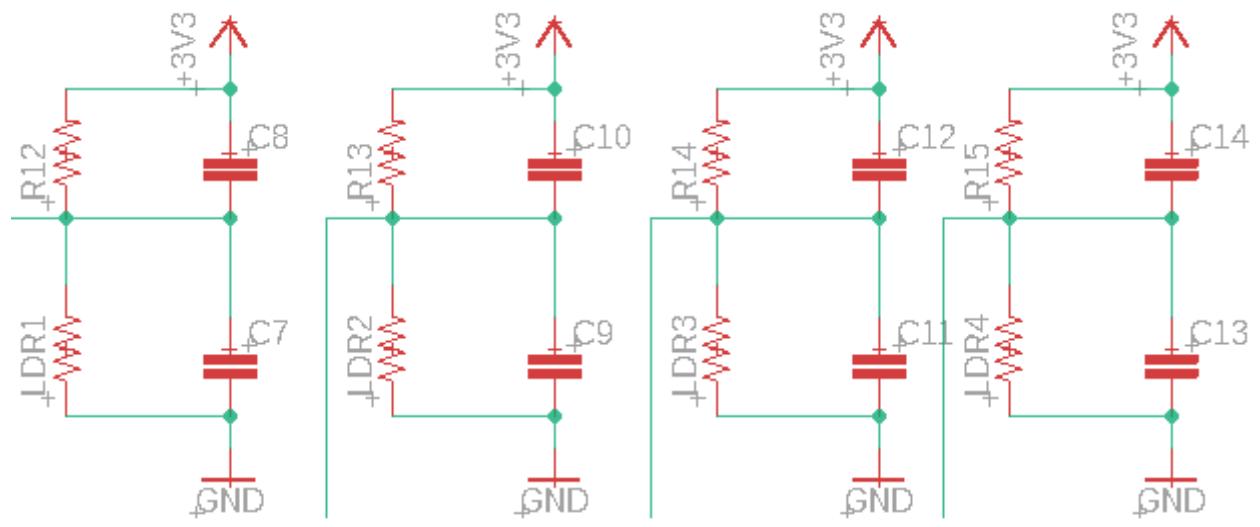
Rysunek 5.10 Czujnik ADXL345

f) Natężenie światła

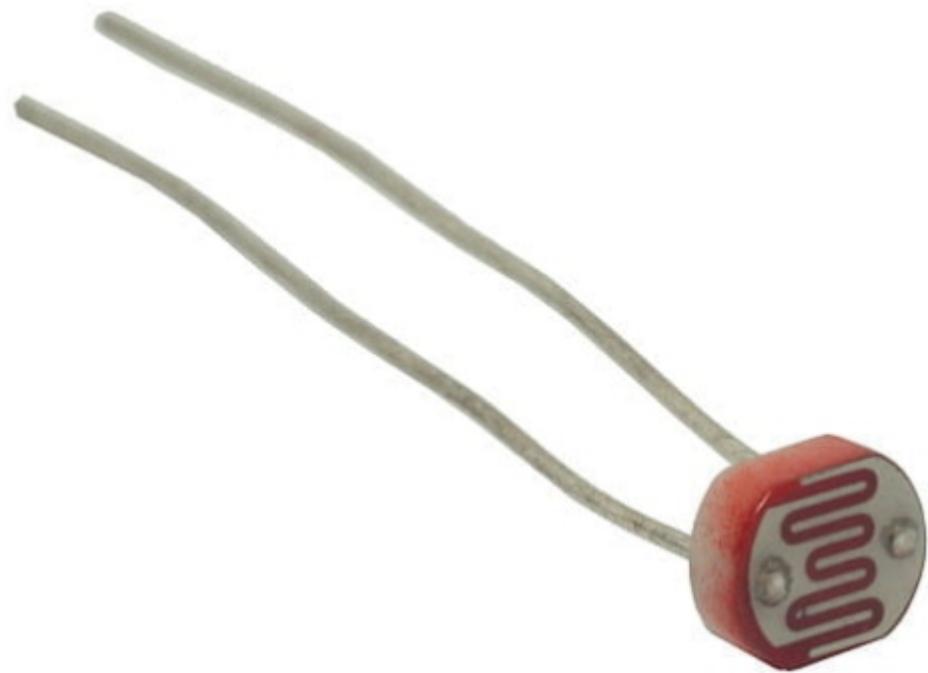
Nazwa eksperymentu może być myląca, gdyż nie miał on celu zmierzyć stricte natężenia światła tylko pokazać czy natężenie rośnie czy też maleje wraz ze wzrostem wysokości.

Do przeprowadzenia tego zadania został zmontowany bardzo prosty układ oparty o fotorezystory, dzielnik napięcia oraz przetwornik ADC mikrokontrolera. Fotorezystory są elementami światłoczułymi zasadą działania bardzo podobną do działania zwykłych rezystorów, które również są elementami pasywnymi z tą różnicą, że rezystancja fotorezystora zmienia się pod wpływem padającego nań światła. Są to elementy proste, są tanie i możliwa jest duża obciążalność prądowa lecz są wrażliwe na temperaturę. Mimo to postanowiłem spróbować stworzyć eksperiment z ich użyciem.

Ponieważ rezystancja a tym samym napięcie zależą od padającego na fotorezystory światło możliwe jest odczytanie tych wartości za pomocą przetwornika analogowo-cyfrowego ATMEGA32 czyli mikrokontroler użyty tutaj jak główny komputer posiada 8 kanałów 10 bitowego ADC. Jako napięcie referencyjne użyłem napięcia zasilania 3,3V dla zwiększenia dokładności pomiarów. Można przyjąć, że było ono wystarczająco stabilne ze względu na fakt, że było to napięcie stabilizowane przez stabilizator liniowy, który w przeciwieństwie np. do przetwornic impulsowych step-down daje „czyste” i stabilne napięcie na wyjściu. Jak już zostało wspomniane rezystancja fotorezystora zmienia się pod wpływem światła został zastosowany dzielnik napięcia tak aby zapobiec ewentualnemu przepływowi zbyt dużego prądu poprzez dodanie wpiętego szeregowo rezystora. Końcowy etap do dwa kondensatory filtrujące, które miały za zadanie stabilizować napięcie na fotorezystorze oraz na rezystorze tak aby wyniki były jak najmniej zakłamane. Dodatkowo została dodana specjalna przesłona, która ograniczała ośmiokrotnie światło padające na czujnik ze względu na zakres czujnika.



Rysunek 5.11 Schemat ideowy czujników do pomiaru natężenia światła



Rysunek 5.12 Fotorezystor

g) Pomiar szybkości i wysokości

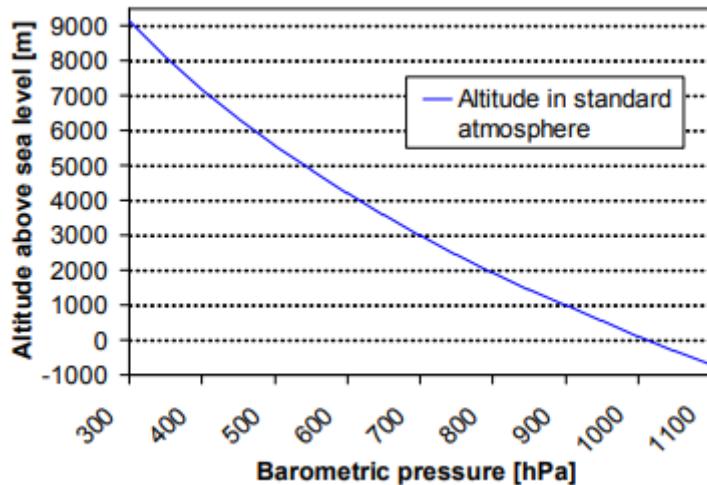
Wysokość została wyliczona w oparciu o zmierzona wartość ciśnienia w czujniku BMP180. Na stronie producenta można nawet znaleźć wzorcikę o tym jak obliczyć wysokość, która traktowana jest jako wysokość nad poziomem morza. Otrzymane w ten sposób pomiary w przybliżeniu pokrywają się z danymi odczytanymi z systemu GPS.

$$\text{altitude} = 44330 * \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right)$$

Rysunek 5.13 Wzór na obliczenie wysokości dla zadanej ciśnienia

Źródło: Nota katalogowa BMP180 firmy BOSCH

Gdzie p_0 – ciśnienie na poziomie morza, które wynosi 1013,25 hPa, p – wartość ciśnienia zmierzzonego, altitude – wysokość obliczona ze wzoru



Rysunek 5.14 Wykres zależności ciśnienia od wysokości

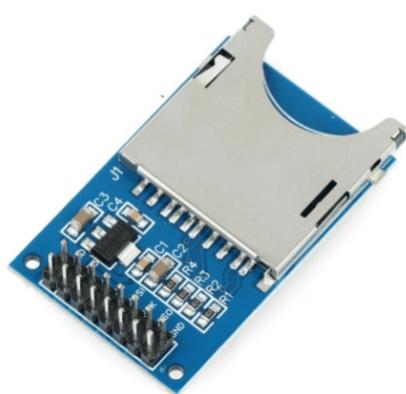
Źródło: Nota katalogowa BMP180 firmy BOSCH

5.3 Zapis danych

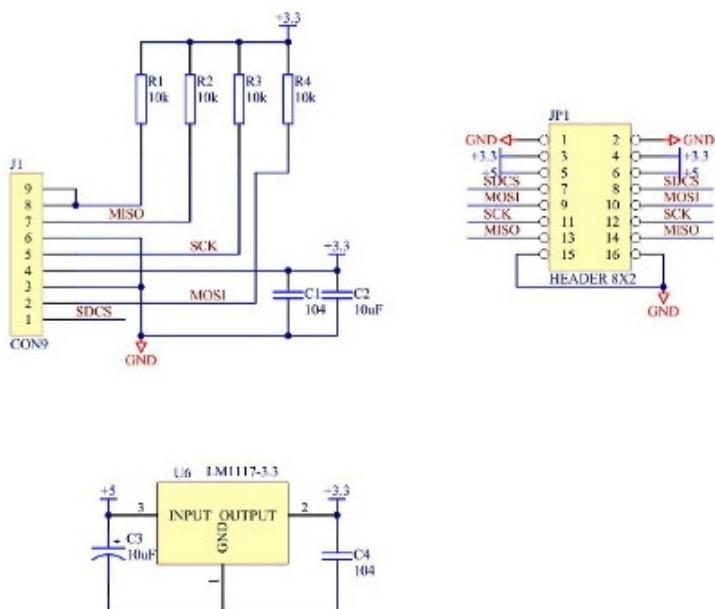
a) Opis układu

Do zapisania danych zebranych z czujników została użyta karta SD. Oznaczało to zaimplementowanie biblioteki oraz funkcji koniecznych do poprawnego zapisu. Ponieważ zapis na kartę SD jest bardzo skomplikowanym procesem, została użyta gotowa biblioteka Petit FatFS autorstwa Elm Chana. Petit FatFs to podzestaw modułu FatFs dla małych 8-bitowych mikrokontrolerów. Jest napisany zgodnie z ANSI C. Można go użyć w niewielkich mikrokontrolerach nawet o ograniczonej pamięci i jeśli rozmiar pamięci RAM jest mniejszy niż rozmiar sektora karty czyli 512 B. Wymagał on pewnych modyfikacji oraz właściwej implementacji funkcji do zapisywania danych na karcie SD.

Dodatkowo należało również rozwiązać kwestię gniazda dla karty SD oraz komunikację między modułem i mikrokontrolerem. Rozwiązaniem okazał się gotowy moduł ułatwiający podłączenie karty SD. Jest on zasilany napięciem 5V lub 3,3V. Interfejsem komunikacyjnym jest magistrala szeregową SPI. Na płytce modułu znajdują się stabilizator napięcia LM1117 tak by moduł mógł być zasilany z 5V oraz odpowiednie elementy pasywne konieczne do poprawnego działania układu



Rysunek 5.15 Moduł karty SD



Rysunek 5.16 Schemat modułu karty SD

b) Sposób zapisu danych

Istotnym aspektem całej misji było zapisywanie danych. Każda karta SD posiada już wspomniane sektory o rozmiarze 512 B. Fakt ten, plus biblioteka Petit FatFS i sposób w jaki została ona napisana sprawiły że należało w jak najbardziej wydajny sposób zapisywać dane co oznacza, że zapis powinien następować jak najrzadziej a jednocześnie podczas jednego cyklu powinno zostać zapisane jak największej danych.



Rysunek 5.17 Karta SD użyta podczas misji

Cały proces zapisu danych, sczytywanych z czujników, składa się z dwóch części. Najpierw mikrokontroler komunikuje się z konkretnym czujnikiem, pobiera dane oraz zapisuje je w swojej własnej pamięci operacyjnej. Wszystkie dane z poszczególnych czujników są formułowane w jeden bufor czyli strukturę, która umożliwia ich przechowanie jako jedną całość. Gdy dane z wszystkich czujników zostaną zapisane w buforze, mikrokontroler rozpoczyna komunikację z kartą SD i zapisuje tam skompletowane dane. Po tej operacji pamięć zajmowana przez bufor na mikrokontrolerze jest zwalniana, stare dane są usuwane a mikrokontroler oczekuje na nowe dane. Przyjmując, że będziemy zapisywać dane przez cztery godziny co dziesięć sekund oraz że w ciągu jednego cyklu będzie zapisywane jedenaście pomiarów ale w formie jednego buforu to całkowita ilość zapisów wyniesie $6 \times 60 \times 4 = 1440$ zapisów co i tak jest imponującą liczbą. Jeśli chcielibyśmy każdorazowo zapisywać każdy pomiar z osobna to całkowita ilość zapisów na karcie byłaby 11 razy większa co dałoby nam liczbę 15840 zapisów. Takie podejście byłoby po prostu nieefektywne.

```
char buff[100];
sprintf(buff, "%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s%s", buffer, " ", AX, " ", AY, " ", AZ, " ", TEMP, " ",
PRES, " ", ALT, " ", WILG, " ", TEMPERATURE, " ", TEMPERATURE_IN, " ", LUX);

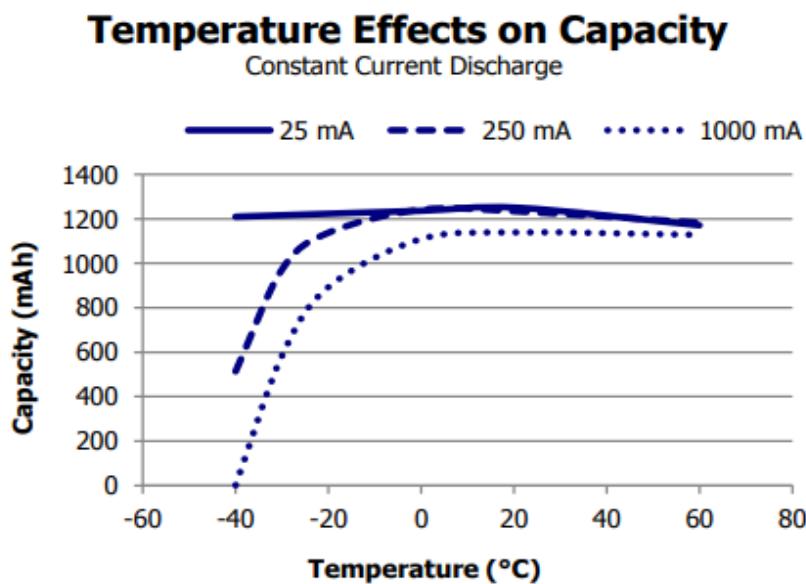
for(int i = 0; i < 100; i++)
{
    napis[i] = buff[i];
}

pf_write( napis,strlen((const char *)napis), &w);
pf_lseek(512*(SD_Licznik+1));
pf_write(0, 0, &w);
SD_Licznik++;
```

Rysunek 5.18 Część kodu realizująca zapis danych do buforu i zapisanie go na karcie SD

5.4 Zasilanie

Ze względu na niekorzystne warunki panujące w środowisku w którym miała działać i przebywać gondola trzeba było zadbać o odpowiednie zasilanie. Ponieważ temperatury panujące na wysokościach na które docelowo miała wzlecieć gondola wynoszą nawet -50°C trzeba było znaleźć takie ogniwa, które pomimo znacznego spadku temperatury zachowają większość swojej pojemności. Wybór padł na ogniwa litowe L92, które przy temperaturze -40°C traciły „tylko” połowę swojej pojemności dla prądu rozładowania 0,25A. Zwykłe baterie w tym alkaliczne w tych temperaturach byłyby już prawdopodobnie bezużyteczne. Jak się potem okazało temperatura wewnętrz gondoli spadła nieco poniżej -20°C co oznacza, że taka temperatura nie miała praktycznie wpływu na pojemność użytych baterii.

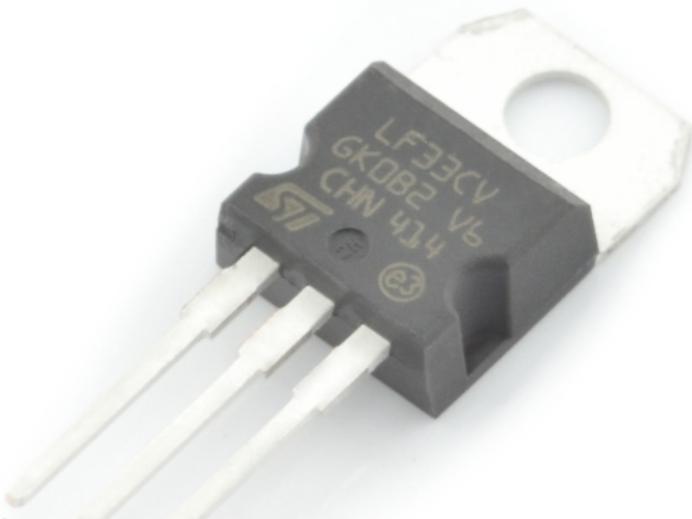


Rysunek 5.19 Zależność pojemności ogniw litowych od temperatury

Z wyżej wymienionych ogniw został zbudowany system zasilania złożony z czterech ogniw połączonych szeregowo, które w sumie na wyjściu dawały nawet 6,7 V. Ponieważ cała elektronika była zasilana z 3,3V dlatego też należało w jakiś sposób ustabilizować napięcie na tym poziomie.

W tym celu można było zastosować dwa rozwiązania. Pierwsze z nich to przetwornica impulsowa step down. Jest to układ zawierający cewkę, która cyklicznie się dołącza i odłącza od zasilania. Tym samym kontrolując płynący przez cewkę prąd oraz czasy przełączania można kontrolować powstające napięcie samoindukcji. Obecnie istnieją przetwornice mające sprawność > 90%. Mają one jednak swoje wady jak chociażby tężniące napięcie na wyjściu ale również zalety jak duża sprawność czy brak generowania ciepła podczas stabilizowania napięcia.

Drugim rozwiązaniem są stabilizatory liniowe. Utrzymują one stałe napięcie na wyjściu dzięki elementowi (często jest to tranzystor) na którym odkłada się nadmiar napięcia. Jego ogromną zaletą jest fakt, że napięcie na wyjściu jest bez zakłóceń oraz że jest on prosty w działaniu jednakże posiada również dużą wadę mianowicie cała nadwyżka mocy jest zamieniona na ciepło.



Rysunek 5.20 Stabilizator LF33CV o napięciu wyjściowym 3,3V użyty do stabilizacji napięcia w celu zasilania elektroniki

Postanowiłem jednak, że zostanie użyte drugie rozwiązanie. Na tą decyzję miało wpływ kilka czynników. Po pierwsze można było założyć, że ogniwom starczy energii na okres lotu i lądowania mając na uwadze ich specyfikację. Po drugie nawiązując do czasu rozładowania ogniw, prąd pobierany przez elektronikę mieścił się w setnych częściach ampera. Oraz po trzecie kwestią ciepła generowanego przez stabilizator. Pomimo, że na pierwszy rzut oka może się to wydawać wadą o tyle w warunkach ujemnych temperatur, stabilizator (plus w jakimś stopniu pozostała elektronika wewnętrz gondoli) mogły generować chociażby niewielkie ilości ciepła, które w takich warunkach są na wagę złota. Jak się okazało było to bardzo dobre rozwiązanie, które sprawdziło się podczas lotu a ładunek działał nawet po kilku godzinach od jego odzyskania.

5.5 Konstrukcja gondoli

Gondola została złożona ze styropianu z domieszką grafiku o współczynniku przewodzenia ciepła na poziomie $0,040 \text{ W/mK}$. Przyjęła ona formę sześciangu a każda z jego ścianek o grubości 50 mm została wycięta osobno a następnie posklejana oraz zaizolowana pianką. Wymiary gondoli to $25 \times 24 \times 20 \text{ cm}$. Całość została oklejona podwójną warstwą srebrnej taśmy tak aby scisnąć całą gondolę a tym samym zmniejszyć straty ciepła.



Rysunek 5.21 Gondola w wersji finalnej

Wewnątrz znajdowała się wnęka, której wymiary na długość i szerokość odpowiadały wymiarom płytki PCB co pozwoliło zaklinować płytke na tyle, że pomimo dużych wstrząsów, płytka pozostawała na swoim miejscu (rozwiązanie to zostało przetestowane również w warunkach domowych). Pod płytka znajdował się w dodatkowej izolacji pakiet baterii koniecznych do zasilania ładunku.

Tak skonstruowany ładunek zapewniał łatwość i prostotę konstrukcji a tym samym jak się okazało dużą odporność na warunki zewnętrzne. Pozwalało to również w łatwy sposób wyprowadzić na zewnątrz eksperymenty, które tego wymagały. Wystarczyło utworzyć niewielkie otwory w konstrukcji, poprowadzić przewody na zewnątrz a następnie zaizolować je pianką. Również to okazało się rozwiązaniem, które spełniło swoje zadanie.



Rysunek 5.22 Gondola w trakcie przygotowań

5.6 Telemetria oraz kamery

Tutaj szczególne podziękowania należą się organizatorowi, który zapewnił telemetrię oraz członkom jednego z projektów, który razem z moim leciał na jednym wspólnym balonie. To dzięki nim możliwe było uzyskanie obrazów oraz filmu w trakcie trwania lotu oraz możliwość śledzenia ładunku w czasie rzeczywistym. Brak własnej telemetrii był związany z faktem, że jak już zostało powyżej napisane, była ona zapewniona przez organizatora. W kwestii nieposiadania kamery zaważyły względy praktyczne, a konkretnie ograniczenie masy, którą musiałby finalnie wynieść balon.

6. Lot i odzyskanie ładunku

Jak głosi strona tytułu całe przedsięwzięcie odbyło się się w Toruniu 18X2019 na placu parkingowym Centrum Nowoczesności Młyn Wiedzy. Start misji był planowany na godzinę 12:00 a lot ładunków razem z lądowaniem był planowany na jakieś 2 – 3h.

W projecie udział wzięło wiele zespołów w tym również zza granicy. Ładunki przyjmowały różne kształty oraz miały na swoich pokładach różne eksperymenty i rozwiązania. Pogoda sprzyjała pomimo że nad nami wisiały chmury które jak się potem okazało uniemożliwiły obserwację powierzchni Ziemi przez kamery zamontowane na pokładach niektórych ładunków.

6.1 Przygotowania do startu

Przygotowania przebiegały w spokojnej atmosferze chociaż osobiście czułem swego rodzaju stres. Był to mój pierwszy tak duży projekt i chciałem aby wszystko się udało.

Po wstępnych oględzinach ładunku przyszedł czas na jego uruchomienie. Po włączeniu zasilania i zamknięciu pokrywy nie było możliwości na jakiekolwiek ewentualne poprawki czy oględziny. Czekanie na start i nadzieję, że wszystko działa poprawnie.



Rysunek 6.1 Przygotowania mojego projektu



Rysunek 6.2 Balony czekające na start

6.2 Start i lot

Godzina 12:18 godziną zero. Ładunki wzbiły się w powietrzu. Już na samym początku misji doszło do dwóch incydentów. Pierwsze zagrożenie to bliski kontakt dwóch balonów a tym samym ryzyko splatania się linek na których wisiały eksperymenty. Drugi incydent miał miejsce chwilę później gdy powłoki tych samych balonów zbliżyły się do siebie na niebezpieczną odległość. Na szczęście po tym wydarzeniu wszystko poszło jak z pątka. No prawie.

W tej części skupię się na balonie pod którym był podwieszony mój ładunek oraz na moim ładunku. Przez większość czasu lot przebiegał bez zakłóceń. Problem pojawił się na wysokości 20 km. Najprawdopodobniej w wyniku jakiegoś uszkodzenia mechanicznego lub innej skazy na powłoce balonu doszło do rozdarcia powłoki. Balon, który docelowo miał pęknąć na wysokości powyżej 30 km rozpruł się na nieco ponad 20 km. Oznaczało to niemniej ni więcej, że mój ładunek razem z pozostałymi rozpoczął opadanie na spadochronie, początkowo przy naprawdę imponujących szybkościach.



Rysunek 6.3 Balony w momencie startu



Rysunek 6.4 Balony chwilę po starcie (mój ładunek znajduje się na balonie będącym na zdjęciu w lewym dolnym rogu)

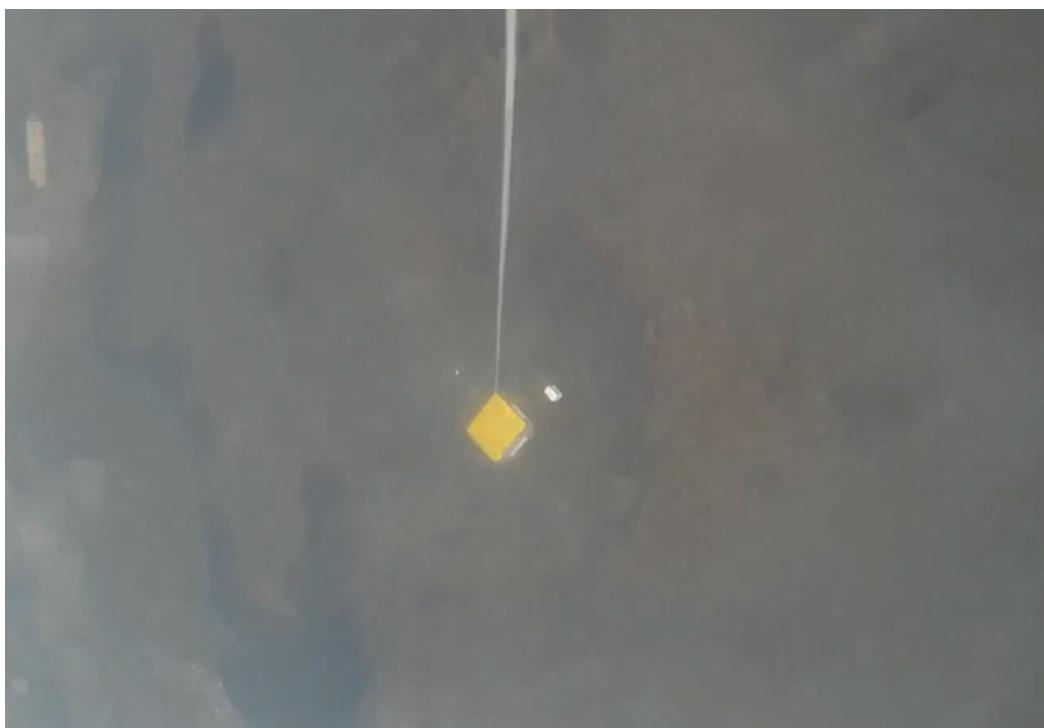


Rysunek 6.5 Gondola widoczna z jednej z kamer ładunku poprzedzającego

6.3 Lądownie i odzyskanie ładunku

Po pęknieniu balonu nastąpił powrót ładunku na powierzchnię. Opadanie trwało nieco ponad pół godziny i zakończyło się udanym lądowniem gdzieś za Ostródą pomiędzy jeziorami w miejscu porośniętym trawą. Oznacza to że ładunek w poziomie przebył około 140 km oraz na każdym kilometr przebyty w pionie przebywał około 7 km co oznacza, że tego dnia występowały silne wiatry lub też był na tyle ciężki że wznoszenie odbywało się zbyt powoli.

Odzyskanie ładunku nastąpiło kilka godzin po lądowaniu. Jeden z zespołów odnalazł miejsce lądowania i odzyskał wszystkie ładunki razem z rozprutą powłoką balonu. Na szczęście jak się okazało wszystkie dane mojego ładunku zostały poprawnie zapisane na karcie SD więc uradowani mogliśmy wracać do Krakowa.



Rysunek 6.6 Ładunek podczas lądownia i wychodzenia z powłoki chmur



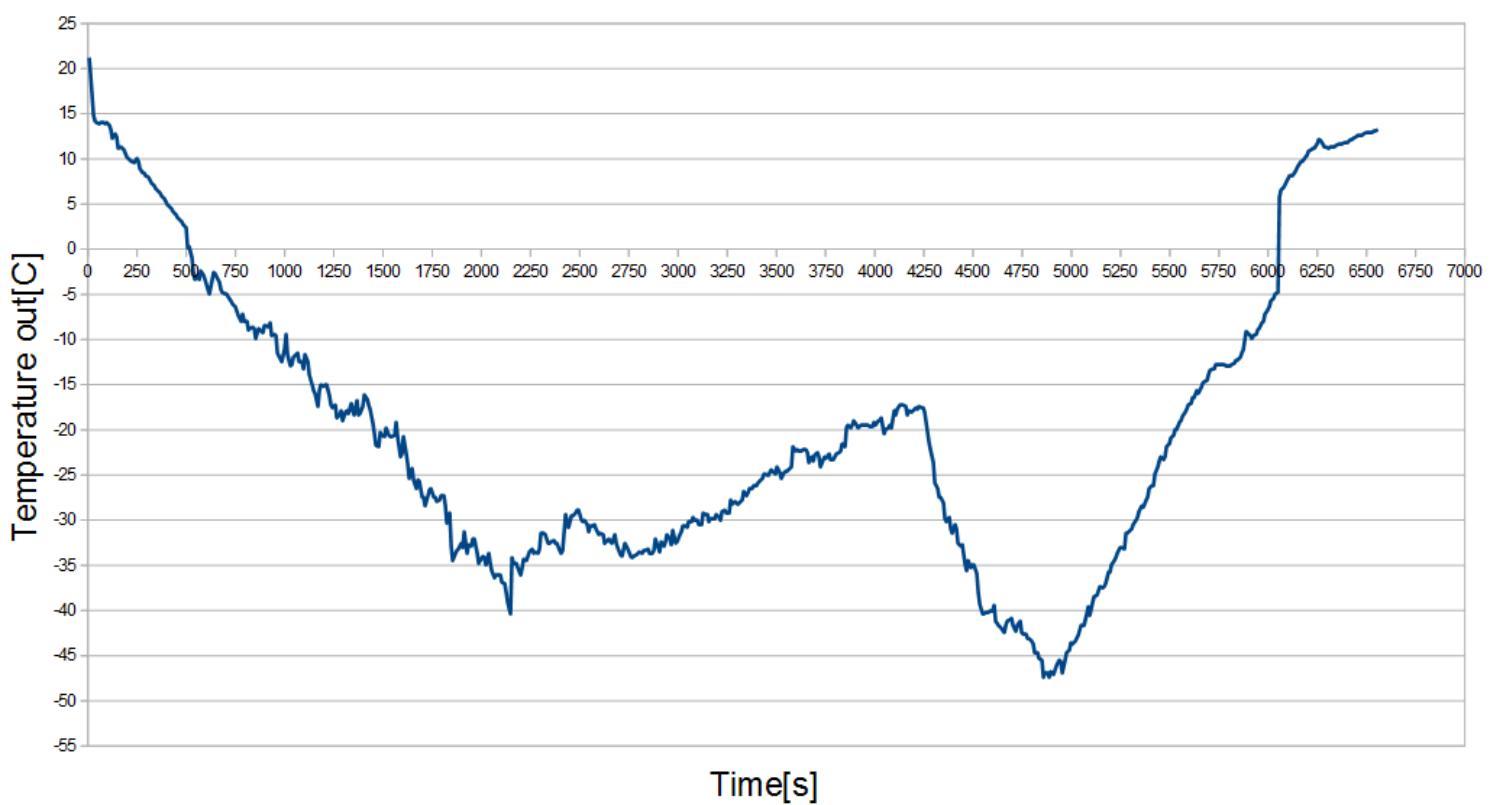
Rysunek 6.7 Moment pęknięcia balonu. Można zauważyć, że linka łącząca mój moduł z ładunkiem powyżej nie jest napięta co oznacza, że w tym momencie następowało wytracanie szybkości uzyskanej dzięki sile wyporu balonu



Rysunek 6.8 Ładunek tuż przed dotknięciem powierzchni

7. Prezentacja wyników

Po zebraniu danych czas na ich publikację oraz wyciągnięcie wniosków. Przyjąłem że większość danych, które tutaj przedstawię będą w odniesieniu do czasu, który upłynął od startu, czas będzie wyrażony w sekundach. Jako moment pęknięcia powłoki balonu można przyjąć czas $t = 4300\text{s}$. Na pierwszy ogień rzucam zależność temperatury od czasu, który upłynął.

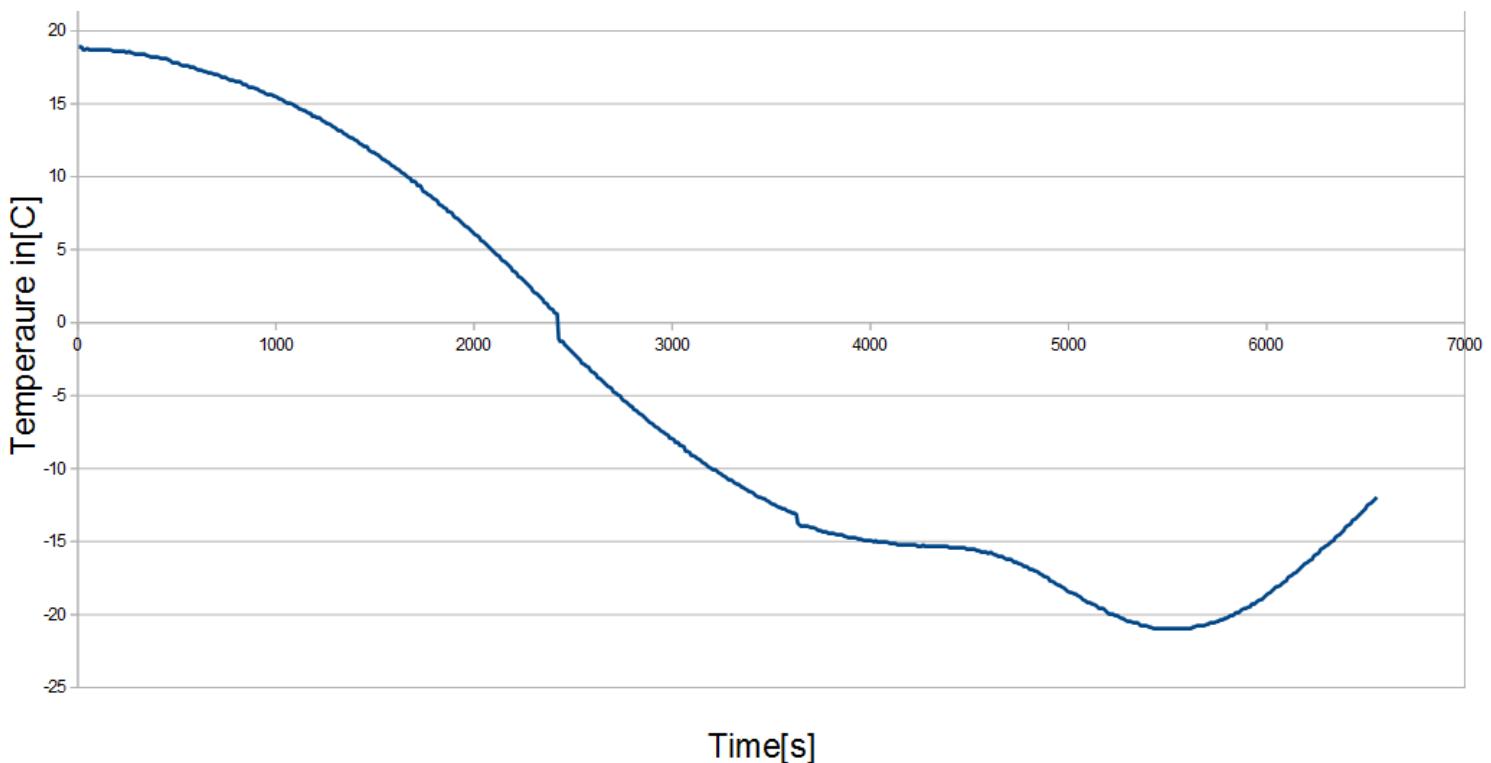


Rysunek 7.1 Zależność temperatury na zewnątrz ładunku od czasu

Jak widać na rysunku 7.1 temperatury panujące na zewnątrz podczas lotu zmieniały się bardzo dynamicznie. Na podstawie wykresu można wyciągnąć kilka ciekawych faktów. Po pierwsze mniej więcej od czasu $t = 2250\text{ s}$ możemy zauważać nietypowy wzrost temperatury. Wiąże się on z opisany w rozdziale 4.1 zagadnieniem absorpcji promieniowania UV przez cząsteczki ozonu.

Po drugie zjawisko to występuje aż do momentu pęknięcia powłoki balonu czyli do wysokości około 20 km. Jest to zgodne z oczekiwaniami ponieważ wiadomo, że zjawisko to tj. nieoczekiwany wzrost temperatury występuje do wysokości około 50 km gdzie temperatura może oscylować w okolicach 0°C, strefa ta nazywa się potocznie stratopauzą.

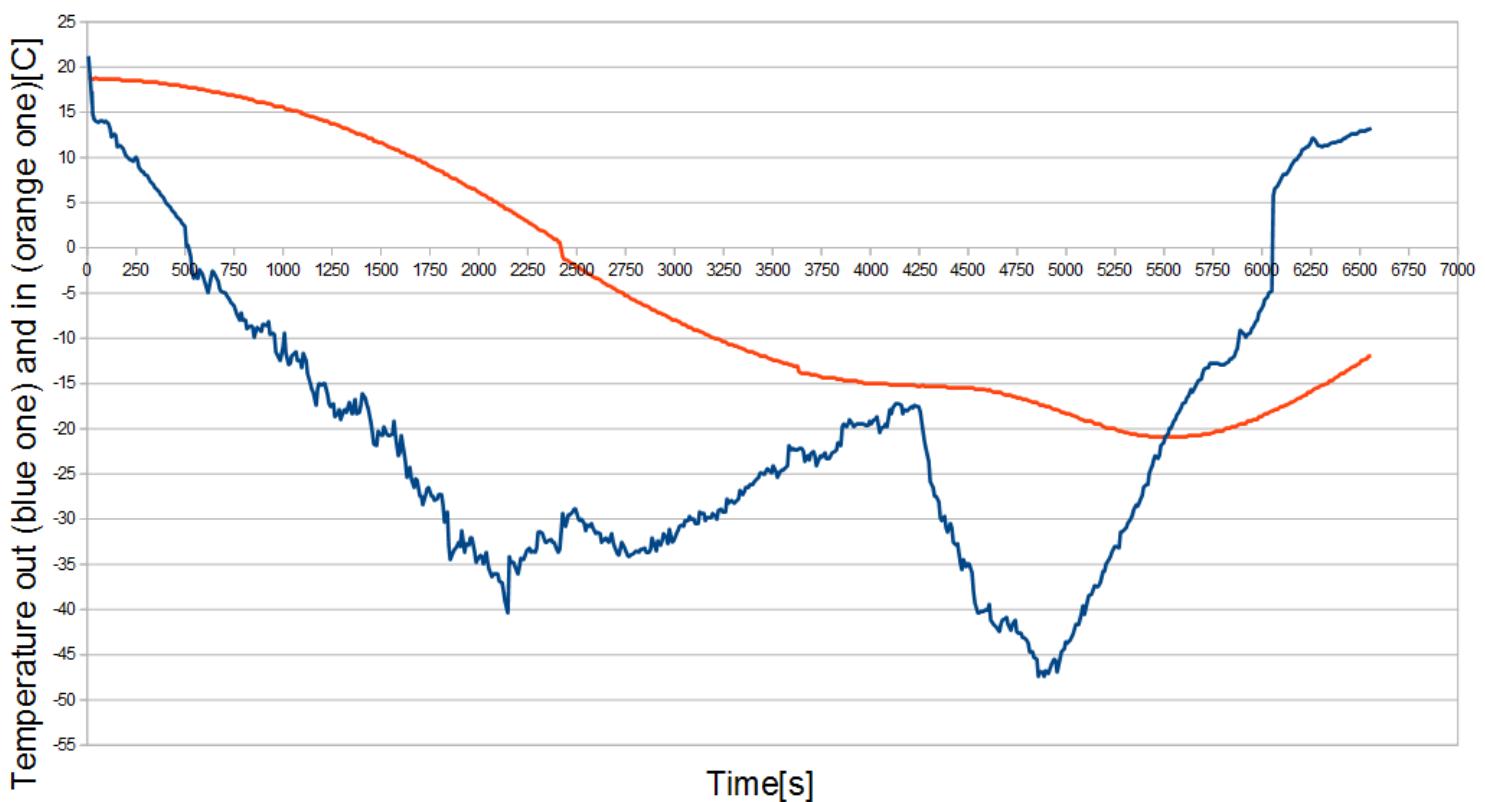
Po trzecie nagły spadek temperatury w momencie pęknięcia balonu i powrotu na powierzchnię. Można wy tłumaczyć to faktem osiągnięcia przez ładunek stosunkowo dużych szybkości co wiąże się z tym, że również odczuwalna temperatura była mniejsza niż w rzeczywistości.



Rysunek 7.2 Zależność temperatury wewnętrz ładunku od czasu

Powyższy wykres również przedstawia zależność temperatury od czasu z tym, że mierzonej wewnątrz gondoli. Ważną kwestią było sprawdzenie podatności gondoli na temperaturę panującą na zewnątrz tak aby określić ewentualną konieczność wzmocnienia termicznego ładunku dla przyszłych misji stratosferycznych.

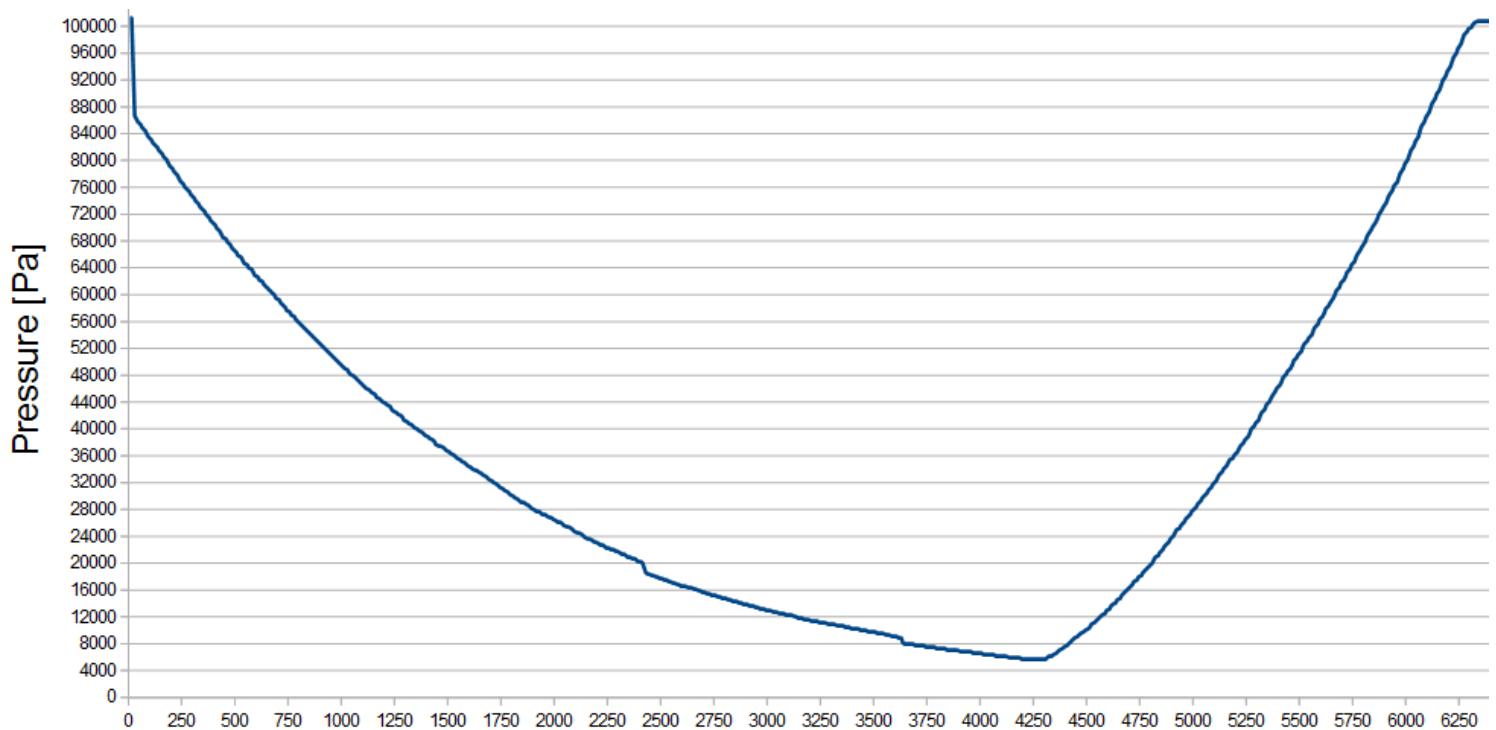
Charakter zmian temperatury wskazuje na izolację średniej jakości zważywszy na grubość materiału zastosowanego do budowy gondoli. Wynikają stąd dwa wnioski. Po pierwsze zastosowanie izolacji o lepszych właściwościach termicznych pozwoli na zmniejszenie grubości ścian gondoli przy jednoczesnym utrzymaniu podobnych warunków panujących wewnętrz. Po drugie zmniejszając grubość ścianek i stosując materiał o podobnej gęstości możemy zmniejszyć zbytnią masę a w jej miejsce dodać nowe eksperymenty.



Rysunek 7.3 Porównanie wartości temperatur wewnętrz i na zewnątrz ładunku

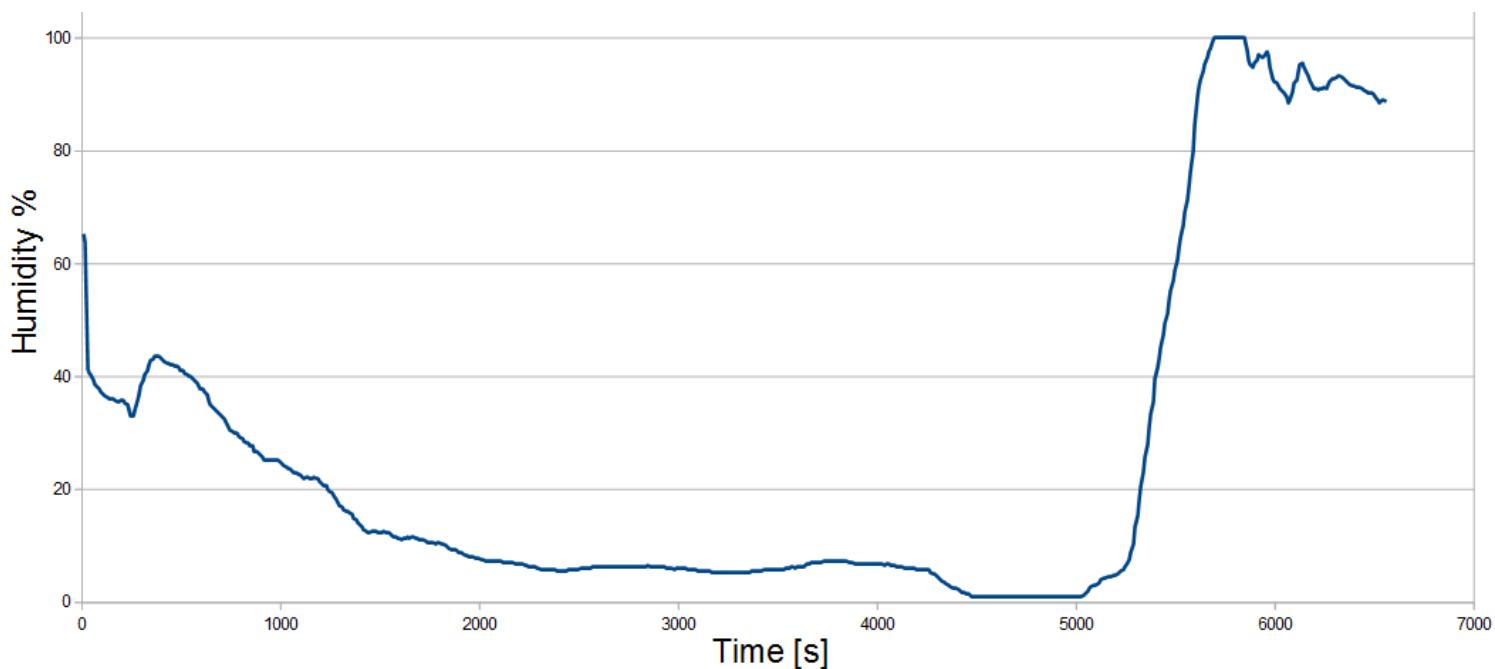
Powższy wykres ilustruje wartości temperatur w środku i na zewnątrz ładunku na jednym wykresie. Jak widać wewnętrze gondoli dugo opierało się zmianom temperatury na zewnątrz. Taka izolacja ma jednak też sporą wadę. O ile zatrzymuje ona ciepło wewnętrz ładunku gdy poza gondolą występują temperatury niższe niż w środku o tyle nie pozwala ona ogrzać wewnętrza gdy temperatura na zewnątrz będzie większa niż wewnętrz. To może powodować powstanie wilgoci czego elektronika bardzo nie lubi.

Drugim czynnikiem będącym najczęściej na celowniku osób organizujących takie misje jest ciśnienie. Tak samo było również w tym przypadku. Poniżej wykres przedstawiający zależność ciśnienia od wysokości. Tempo zmian ciśnienia przed i po rozdarciu jest związane z tempem wznoszenia/opadania.



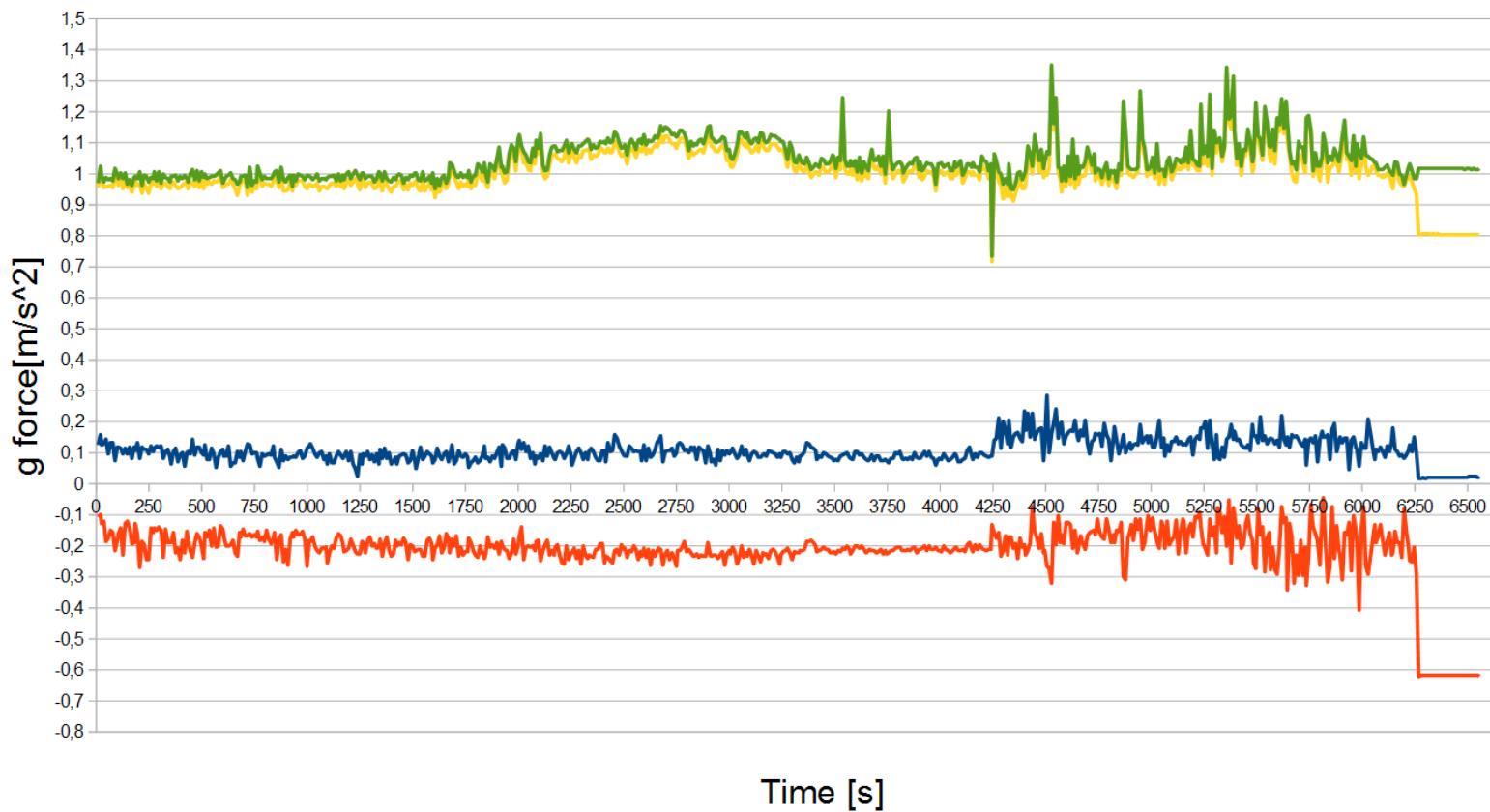
Rysunek 7.4 Zależność ciśnienia od czasu

Wilgotność może mieć istotny wpływ na działanie układów elektronicznych dlatego też jest to kolejny z eksperymentów, który został przeprowadzony podczas misji. Następny wykres przedstawia zmianę wilgotności w czasie. Tutaj można zwrócić uwagę na dwa momenty. Od mniej więcej czasu $t = 300$ s następuje stosunkowo szybki wzrost wilgotności co oznacza, że gdzieś w pobliżu musi być jej źródło. I rzeczywiście. Okazuje się, że w tym momencie balon wchodził w niższe warstwy chmur co pokazuje film nakręcony podczas lotu, link na samym dole. Druga kwestia to bardzo szybki wzrost wilgotności podczas opadania. Było to związane z tym, że ładunek był w stanie ogrzewać się wolniej niż rosła temperatura otoczenia co powodowało olbrzymi wzrost wilgotności. Pomimo obaw cała elektronika przetrwała ten etap lotu. Wykres o którym mowa przedstawia się następująco:



Rysunek 7.5 Zależność wilgotności od czasu

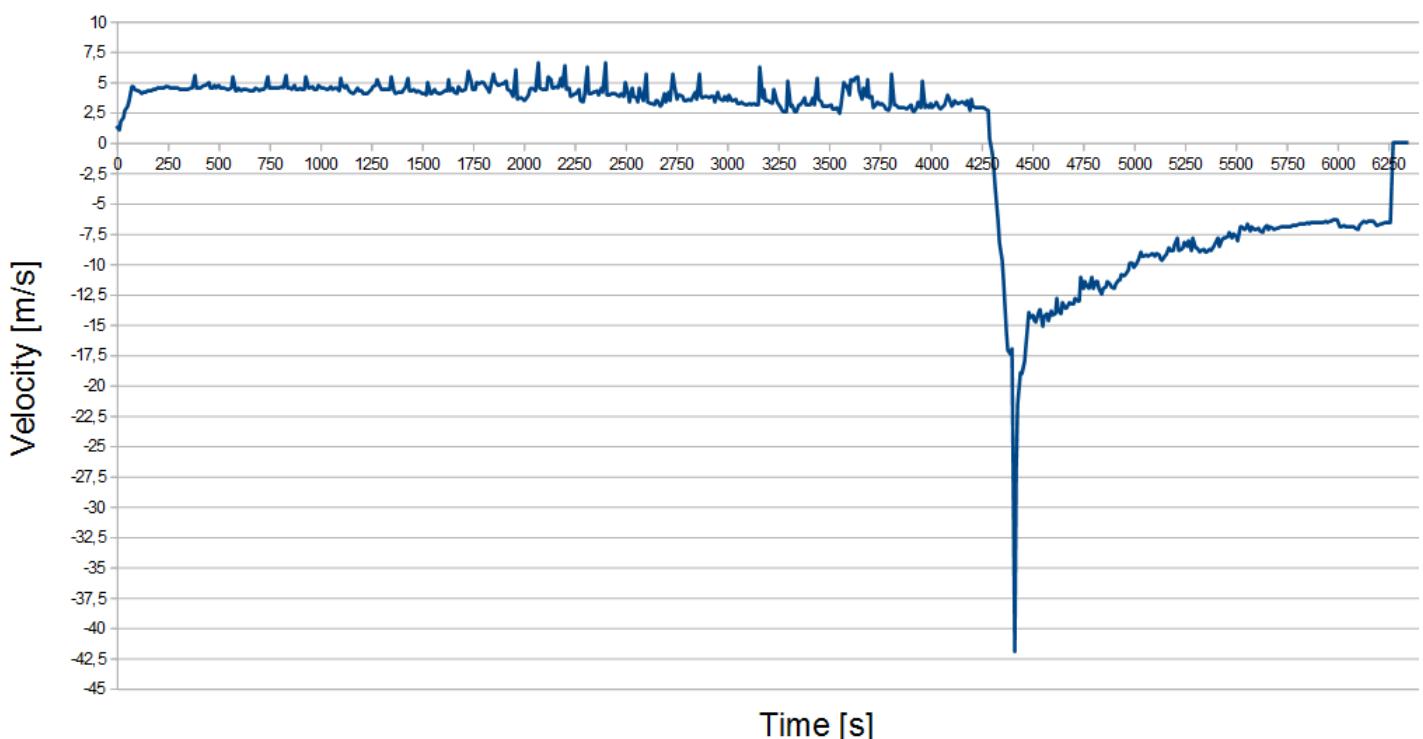
Kolejny pomiar nie występował chyba zbyt często w historii amatorskich lotów balonów stratosferycznych. Postanowiłem zbadać jakie przeciążenia działają na ładunek w trakcie lotu i czy mogą one być jakimkolwiek zagrożeniem dla gondoli. Przedstawiam wykres przeciążeń działających na ładunek w trakcie lotu oraz opadania.



Rysunek 7.6 Przeciążenia działające na ładunek w trakcie trwania misji

Wyniki przedstawiają się nadwyraz ciekawie. Po pierwsze warto zauważać, że pewne anomalie pojawiają się mniej więcej 30 minut po starcie i trwają nieprzerwanie ponad 20 minut. Jest to zapewne fakt częstych podmuchów oraz naprżeń linki. Następnie pojawiają się dwa charakterystyczne piki, których naturę ciężko określić ponieważ nie można jednoznacznie potwierdzić, czy były to np. podmuchy powietrza (zważywszy na niskie ciśnienie występujące na tej wysokości).

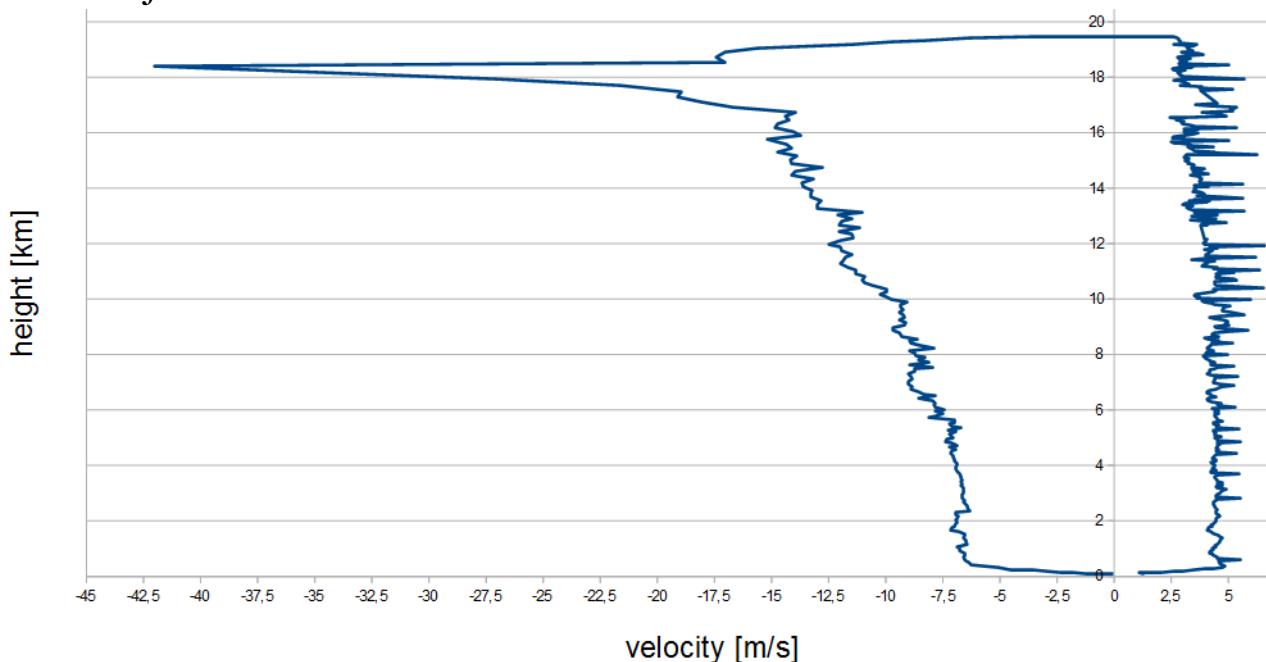
Można za to jednoznacznie określić moment pęknięcia powłoki balonu co ukazuje gwałtowny spadek pozornej siły ciężkości. Po tym incydencie praktycznie do momentu lądowania ładunek poddawany jest zmiennym siłom a tym samym przyciążeniom działającym na niego. Wykres ten pokazuje, że występuje tutaj duże pole do manewru. Mam na myśli próby zastosowań stabilizatorów ładunku poprzez użycie chociażby kół reakcyjnych czy amatorskich silniczków. Porównując dwa wykresy gdzie drugi powstałby z użyciem stabilizacji, będzie można określić sensowność takiego rozwiązania (w przypadku powodzenia takiego eksperymentu rozwiązanie może być zastosowane np. w celu stabilizacji filmu kamerek)



Rysunek 7.7 Szybkość wznoszenia i opadania ładunku

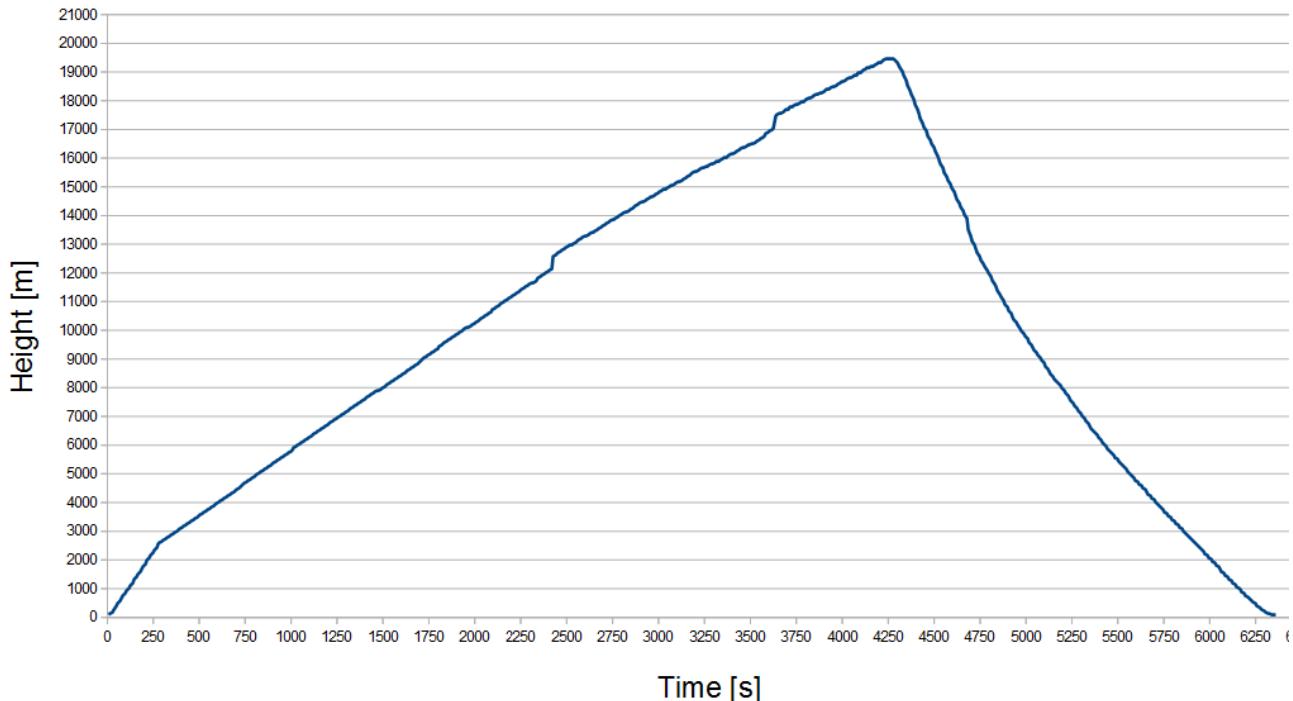
Jednym z ostatnich parametrów, które udało się wyliczyć podczas lotu jest szybkość wznoszenia oraz opadania. Nie są to precyzyjne pomiary wykonane z użyciem np. GPS jednakże z dobrym przybliżeniem można wywnioskować szybkość na danym etapie lotu. Na rysunku 7.7 widać tendencję spadkową od momentu startu do momentu osiągnięcia najwyższego punktu. Jest to związane z malejącym ciśnieniem a tym samym siłą wyporu. W momencie pęknięcia powłoki widzimy gwałtowny wzrost szybkości tyle że dla wektora o przeciwnym zwrocie. Z danych zawartych na wykresie można również wyliczyć przybliżoną szybkość z jaką ładunek uderzył w powierzchnię, wynosiła ona prawdopodobnie około 25km/h.

Wartości wyliczone i przedstawione na wykresach 7.7 oraz 7.8 to nic innego jak różnica wysokości w czasach odpowiednio $t+10$ oraz t . Różnica ta następnie została podzielona przez 10 gdyż tyle wynosił pojedynczy cykl zapisu na kartę SD. Mimo że $\Delta t = 10s$ to patrząc na pewną regularność wykresu można przyjąć, że w większości przypadków wyliczenia są słusze. Jedynie dla krytycznych momentów jak np. pęknięcie powłoki balonu należałooby zmniejszyć Δt na tyle aby wyliczona wartość szybkości była o wiele bardziej dokładna.



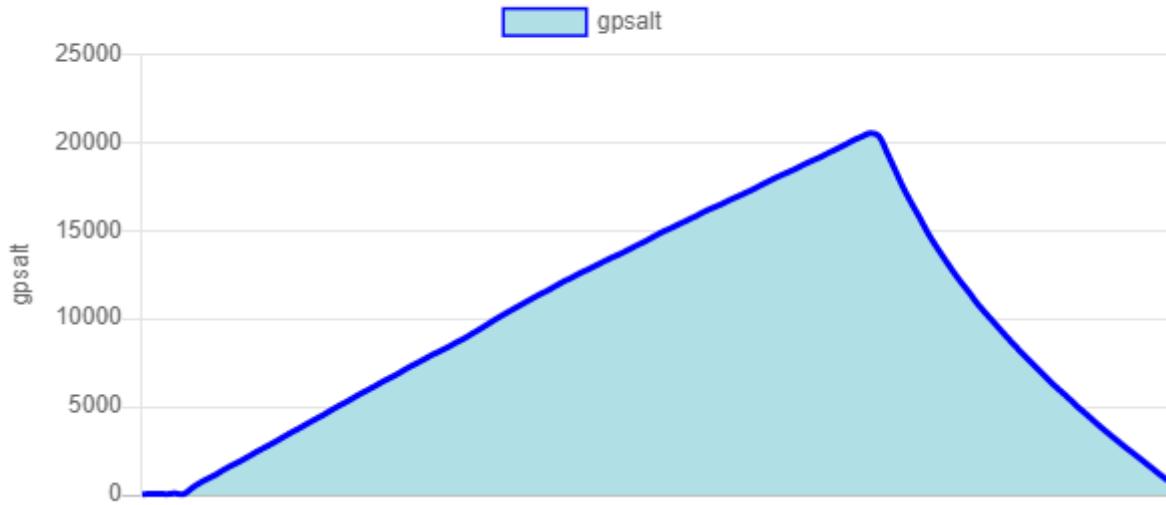
Rysunek 7.8 Szybkość wznoszenia i opadania ładunku w zależności od wysokości

Przedostani pomiar a w zasadzie wyliczenia na podstawie uzyskanych danych to wysokość. Tutaj również były to wyliczenia w oparciu o otrzymane dane i wykorzystując wzór z rysunku 5.13. Dokonanie takich wyliczeń miało pokazać czy pomiary wysokości o zwykłe czujniki mają sens.



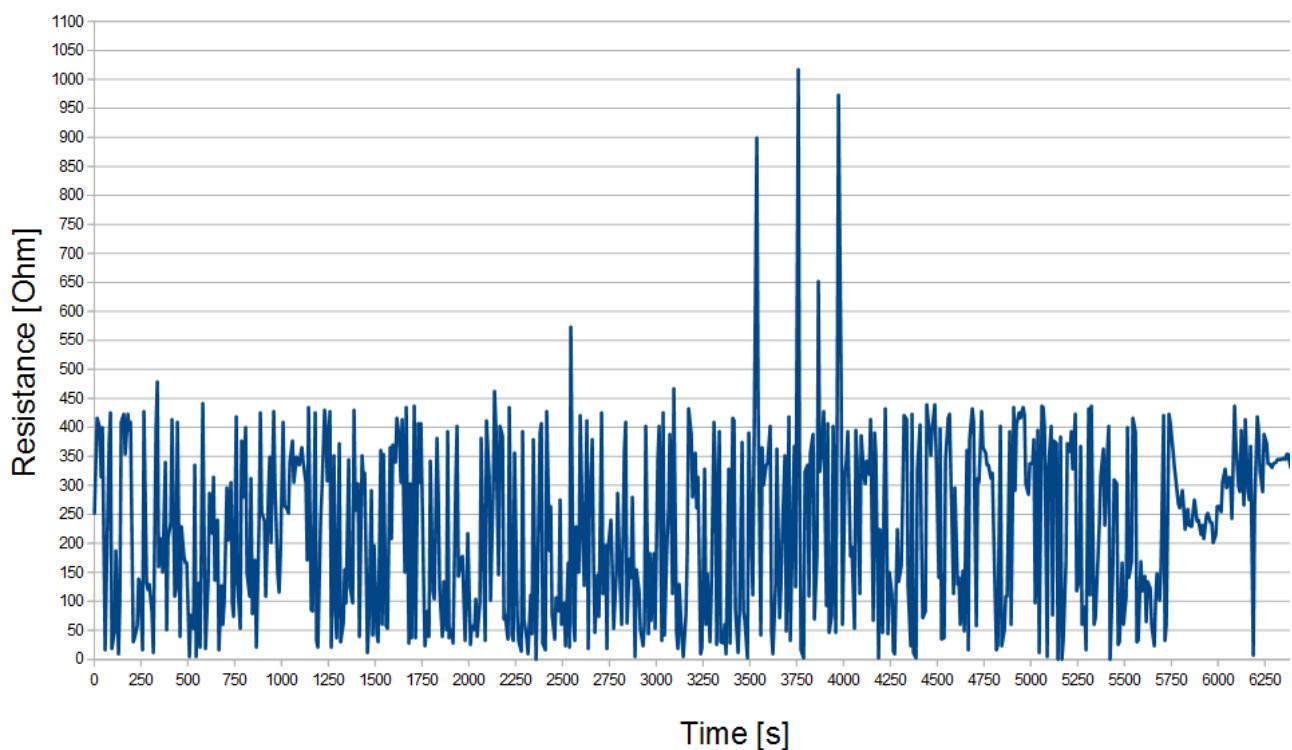
Rysunek 7.9 Zależność wysokości od czasu misji

Wyliczenia wysokości na podstawie ciśnienia są bardzo bliskie temu co udało się otrzymać dzięki systemowi GPS. W szczytowym punkcie różnica wysokości wyliczonych na podstawie ciśnienia oraz tych podanych przez system GPS wynosi mniej niż 1km. Oznacza to, że takie wyliczenia mogą posłużyć jako pewien wskaźnik mówiący o sytuacji ładunku ale tylko do wysokości do której czujnik będzie w stanie poprawnie odczytywać wartość ciśnienia. Dlatego też prawdopodobnie w wyższych partiach atmosfery lepiej sprawdzi się moduł GPS. Dodatkowo można zauważyc pewne nieprawidłowości w takim sposobie wyliczania wysokości zwłaszcza w okolicach $t = 250\text{s}$, $t = 2400\text{ s}$ oraz $t = 3600\text{ s}$.



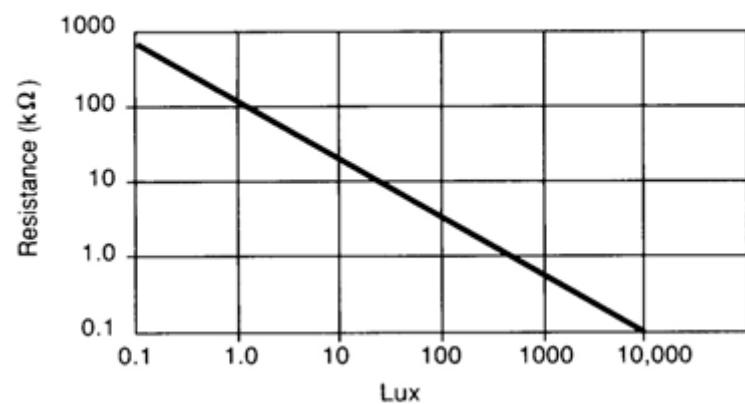
Rysunek 7.10 Wysokość zmierzona na podstawie danych GPS

Na koniec eksperyment, który miał sprawdzić zależność natężenia światła słonecznego od wzrostu wysokości. Niestety w tym przypadku muszę przyznać, że eksperyment nie do końca poszedł po mojej myśli. Jak widać na zamieszczonym poniżej wykresie, dane to jeden wielki szum. Wynika to z błędного sposobu przetwarzania danych w trakcie ich zbierania co poskutkowało mało wartościowymi danymi wyjściowymi. Dane były zbierane na bieżąco, a przed zapisem na kartę była z nich wyciągana średnia arytmetyczna. Niesie to za sobą następujące konsekwencje. Po pierwsze zbyt duża ilość pomiarów mogła zostać wykonana gdy żaden z czujników nie był skierowany w stronę Słońca co w przypadku średniej mogło bardzo zaniżać wartość. Testy wykazały, że nawet niewielka odchyłka od kierunku padania promieni słonecznych powoduje duże zmiany w otrzymywanych wartościach. Po drugie problemem okazało się wyciąganie średniej. Najbardziej optymalnym rozwiązaniem byłoby wyciągnięcie wartości maksymalnej dla natężenia światła ewentualnie mediana dla ustalonej ilości próbek. Mimo wszystko poniżej zostają opublikowane wyniki. Z założenia im mniejsza wartość rezystancji tym większe natężenia światła.



Rysunek 7.11 Zależność rezystancji od czasu misji

Resistance as a function illumination



Rysunek 7.12 Rezystancja fotorezystora w zależności od natężenia światła

8. Podsumowanie

Z czystym sercem mogę uznać projekt za sukces. Ponieważ projekt był realizowany w pojedynkę zarówno od strony projektowej jak i całej organizacji i promocji projektu nie obyło się bez błędów, których niestety nie udało się w całości wyłapać. Jednakże doświadczenie zebrane podczas całego przedsięwzięcia pozwala na uniknięcie podobnych błędów w przyszłych misjach a dodatkowo uważam że rozwinałem w sobie umiejętności organizacji takich przedsięwzięć co na pewno zaprocentuje w innych projektach.

Jeśli chodzi o kwestię kolejnych lotów to z pewnością ten nie był ostatnim. Następny ładunek zostanie wyposażony we własny autorski system elementarnej telemetrii (GPS sparowany z modułem GSM), planuję poszerzenie bazy czujników oraz usprawnienie działania tych, które brały udział w pierwszej misji. Również sama gondola w założeniach mabyć mniejsza od tej użytej w Toruniu.

Na sam koniec bardzo serdecznie chciałbym podziękować każdemu kto dołożył swoją cegiełkę do tego projektu. Osobom które wsparły finansowo projekt, pomogły rozwiązać niektóre kwestie od strony programistycznej czy też wsparły merytorycznie. Szczególne podziękowania należą się DNF Systems oraz fundacji Copernicus Project. To dzięki nim mogłem postawić pierwsze kroki w zakresie lotów stratosferycznych, uzyskać pomoc i wskazówki działań mających zwiększyć prawdopodobieństwo sukcesu oraz zapewnić wyposażenie konieczne do wyniesienia całego ładunku jak balon czy gaz do niego.

Poniżej zamieszczam przypisy dotyczące materiałów użytych podczas tworzenia tego sprawozdania oraz chyba to na co każdy czeka najbardziej czytając to sprawozdanie czyli linki do filmu oraz zdjęć z całej misji

9. Linki i przypisy

Zdjęcia oraz film nakręcony podczas lotu:

- [1] https://drive.google.com/drive/folders/1VU-Crxv_9JvDukl_JexfJA0qwdSeh3w7?usp=sharing
- [2] <https://youtu.be/twsw7qx07TA>

Niektóre noty katalogowe układów użytych podczas misji:

- [1] <http://ww1.microchip.com/downloads/en/devicedoc/doc2503.pdf> - ATMEGA32
- [2] <https://datasheets.maximintegrated.com/en/ds/DS18B20.pdf> – DALLAS DS18B20
- [3] <https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf> - BMP180
- [4] <https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/Digital+humidity+and+temperature+sensor+AM2302.pdf> – AM2302
- [5] <https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/ADXL345.pdf> – ADXL345
- [6] <https://datasheets.maximintegrated.com/en/ds/DS3231.pdf> – RTC DS3231
- [7] <https://www.st.com/resource/en/datasheet/cd00000546.pdf> – stabilizator LF33CF
- [8] <https://data.energizer.com/PDFs/l92.pdf> – Energizer L92 Ultimate Lithium