



Złożenie pracy online:

2013-03-29 16:48:01

Kod pracy:

9479

Kod załącznika:

9464

Maciej Denenfeld
(nr albumu: 5435*INF/LIC)

Renata Myrlak
(nr albumu: 17803*INF/INŻ)

Praca inżynierska

"Gwiazda Południa" - projekt automatycznej kapsuły do badań określonych warunków fizycznych stratosfery.

"Gwiazda Poludnia" - the project of automatic capsule to study specific stratosphere physical conditions.

Wydział: Nauk Społecznych i Informatyki

Kierunek: Informatyka

Specjalność: technologie multimedialne

Promotor: dr Roman Krasowski

WSTĘP	5
1.1. KAPSUŁY STRATOSFERYCZNE, JAKO AMATORSKA PRÓBA PODBOJU KOSMOSU.....	5
1.1.1. <i>Bliska przestrzeń kosmiczna jest celem dla amatorów</i>	<i>6</i>
2. STRATOSFERA I HISTORIA JEJ BADAŃ.....	7
2.1. RYS HISTORYCZNY WYBRANYCH PROJEKTÓW ORAZ ICH CHARAKTERYSTYKA.....	7
2.2. ATMOSFERA ZIEMSKA I WARUNKI NA DRODZE KAPSUŁY	10
2.2.1. <i>Charakterystyka promieniowania kosmicznego</i>	<i>11</i>
3. CHARAKTERYSTYKA BUDOWY PROJEKTU ORAZ ANALIZA WYBRANYCH MODUŁÓW	13
3.1. CHARAKTERYSTYKA OGÓLNA PROJEKTU	13
3.2. PRZYGOTOWANIE DO REALIZACJI PROJEKTU.....	16
3.3. WYMAGANIA FORMALNE	16
3.3.1. <i>Pozwolenie radiowe (CEPT Licence).....</i>	<i>17</i>
3.3.2. <i>Pozwolenie na użytkowanie przestrzeni powietrznej.....</i>	<i>17</i>
3.3.3. <i>Informacja o zawartości kapsuły.....</i>	<i>17</i>
3.4. OPIS MODUŁÓW TWORZĄCYCH FUNKCJONALNY SYSTEM.....	18
3.4.1. <i>Kapsuła i system nośny- analiza kształtu i budowy</i>	<i>18</i>
3.4.2. <i>Balon meteorologiczny oraz gazy nośne.....</i>	<i>23</i>
3.4.3. <i>Spadochron.....</i>	<i>27</i>
3.4.4. <i>Rodzaj i technologia komunikacji oraz projektowanie anteny nadawczej.....</i>	<i>30</i>
3.4.5. <i>Moduł pozycjonowania GPS oraz modułu odzyskiwania po lądowaniu</i>	<i>38</i>
3.4.6. <i>Moduł rejestrujący foto-video</i>	<i>40</i>
3.4.7. <i>Zasilanie modułów.....</i>	<i>43</i>
3.4.8. <i>Moduł rejestracji promieniowania – licznik Geigera-Mullera.....</i>	<i>45</i>
3.4.9. <i>Moduł komputera pokładowego</i>	<i>48</i>
3.4.10. <i>Moduł redukcji gazu nośnego - analiza teoretyczna.....</i>	<i>50</i>
3.5. SYMULACJA TRASY LOTU I ANALIZA WARUNKÓW METEOROLOGICZNYCH.....	52
3.6. ANALIZA ZAŁOŻEŃ PROJEKTOWYCH IDENTYFIKACJI WIZUALNEJ	55
3.6.1. <i>Nazwa projektu w globalnej identyfikacji charakteru misji.....</i>	<i>55</i>
3.6.2. <i>Infografiki, szkice techniczne oraz logo, jako element warstwy wizualnej.....</i>	<i>55</i>
4. BUDOWA ELEMENTÓW PROJEKTU I PROGRAMOWANIE UKŁADÓW.....	55
4.1. KAPSUŁA I JEJ ELEMENTY	57
4.2. GŁÓWNA ANTENA KOMUNIKACYJNA	60
4.2.1. <i>Antena dipolowa.....</i>	<i>60</i>
4.2.2. <i>Antena ćwierćfalowa typu GP.....</i>	<i>61</i>
4.2.3. <i>Testowanie anteny</i>	<i>62</i>
4.3. PROGRAMATOR UKŁADÓW AVR	63
4.4. LICZNIK GEIGERA-MULLERA.....	65

4.5.	KOMPUTER POKŁADOWY	76
4.5.1.	<i>Programowanie i testowanie komputera pokładowego</i>	82
4.5.2.	<i>Modyfikacja komputera pokładowego w celu współpracy z modulem pomiaru promieniowania</i>	83
4.6.	PROGRAMOWANIE MODUŁU FOTO-VIDEO.....	84
4.7.	PROJEKTOWANIE IDENTYFIKACJI WIZUALNEJ.....	87
5.	PROCEDURY POSTĘPOWANIA I PRZYGOTOWANIA DO STARTU	90
5.1.	PROCEDURY STARTOWE.....	90
5.2.	ODZYSKIWANIE KAPSUŁY PO LĄDOWANIU.....	90
6.	WNIOSKI KOŃCOWE	92
6.1.	OPIS ZAMIERZEŃ ZWIĄZANYCH Z WYSŁANIEM KAPSUŁY	92
6.2.	OPIS ZAMIERZEŃ ROZWOJU PRZYSZŁYCH PROJEKTÓW	93
7.	WYKAZ TABEL, ILUSTRACJI I WZORÓW	95
7.1.	ZDJĘCIA, RYSUNKI, ILUSTRACJE.....	95
7.2.	WZORY	96
7.3.	ZAŁĄCZNIKI.....	96
8.	BIBLIOGRAFIA.....	97

Wstęp

W założeniu projektu „Gwiazda Południa” było stworzenie modułowego systemu badawczego umożliwiającego pozyskanie danych o warunkach panujących w Stratosferze, w szczególności przeprowadzenie badań radiacyjnych oraz pomiarów temperatury na różnych wysokościach, zaobserwowanie krzywizny Ziemi oraz zarejestrowanie lotu w postaci filmu jak i zdjęć w wysokiej rozdzielczości. Cały system został podzielony na moduły, dając możliwość wielokrotnego wykorzystania kapsuły wraz z modułem komunikacyjnym jak i łatwość w jej adaptacji do planowanych eksperymentów (modułów eksperymentalnych).

Głównym celem projektu jest lot kapsuły do Stratosfery, przeprowadzenie tam pomiarów oraz przekazywanie zebranych danych w czasie rzeczywistym do stacji naziemnej za pomocą komunikacji radiowej. Fakty te wymuszają pozyskanie oficjalnych zezwoleń na użytkowanie strefy powietrznej jak i komunikację radiową w trakcie lotu. Dodatkowo w realizacji projektu stworzono logo projektu oraz stronę internetową¹ zawierającą opisy teoretyczne i praktyczne, filmy oraz zdjęcia z procesu tworzenia projektu.

1.1. Kapsuły stratosferyczne, jako amatorska próba podboju kosmosu

Dla wielu ludzi podróże w kosmos pozostają tylko marzeniami. Wiele osób pragnie także projektować, budować i wysłać satelity w kosmos. W większości przypadków koszty oraz problemy związane z budową, skutecznie uniemożliwiają ich realizację. Dzięki dzisiejszej technologii i dostępie do potrzebnych materiałów można, choć w części zrealizować te marzenia.

Konstrukcja satelity jest bardzo skomplikowanym i kosztownym procesem trwającym czasami wiele lat. Wymagane są także rygorystyczne testy potwierdzające sprawność satelity, aby zapewnić jej jak najdłuższy, bezawaryjny pobyt na orbicie. To dodatkowo podnosi koszt całkowity. Kolejnym problemem jest wyniesienie satelity na orbitę, gdzie pozostanie przez wiele lat. Koszt transportu 1 kg na orbitę okołoziemską waha się w granicy 10 000\$ do 25 000\$. Dla większości amatorów jest to nieprzekraczalna bariera. Do kosztów dodaje się także utrzymanie połączenia z satelitą oraz części potrzebne do jej utworzenia (spełniające wymagania narzucone przez warunki panujące w kosmosie), które są wielokrotnie droższe niż zwykłe części elektroniczne. Dzięki tym ograniczeniom, do niedawna jedynie NASA oraz bogate organizacje rządowe lub prywatne mogły pozwolić sobie na eksplorację kosmosu.

¹ www.gwiazdapludnia.com

Jednak od pewnego czasu, z pomocą dla amatorów chcących, choć w niewielkiej części poznać tajniki podboju przestrzeni kosmicznej i badań atmosfery przyszła nowa technologia i łatwy dostęp do elektroniki i urządzeń nadawczych.

1.1.1. Bliska przestrzeń kosmiczna jest celem dla amatorów

Rozwiązaniem jest projektowanie i budowa mikrosatelitów oraz wysyłanie ich do bliskiej przestrzeni kosmicznej (ang. Near Space²). Czym jest i gdzie się znajduje? To pewien przedział stratosfery, w którym warunki przypominają bardziej głęboką przestrzeń kosmiczną niż warunki ziemskie (dokładniej opisane w rozdziale 2.2). Właśnie tam można obserwować już krzywiznę Ziemi. Koszty budowy i wyniesienia kapsuły są relatywnie niewielkie w porównaniu do komercyjnych projektów. Czas realizacji również jest stosunkowo krótki w zależności od stopnia skomplikowania projektu. Do wyniesienia ładunku potrzebny jest jedynie balon meteorologiczny oraz kilka metrów sześciennych gazu lżejszego od powietrza (zazwyczaj helu lub wodoru). Dzięki takim projektom, NASA utraciła monopol na zdjęcia Ziemi z przestrzeni kosmicznej oraz czarnego nieba. Niewielkim kosztem można także przeprowadzać różne badania w bliskiej przestrzeni kosmicznej. Wiele wcześniej wykonanych amatorskich (jak i akademickich) projektów dokonało pomiarów promieniowania pierwotnego, aktywności słonecznej, zarejestrowano zjawiska oraz zbadano przestrzeń powietrzną we wcześniej niedostępny sposób. Wyniesiono nawet insekty oraz bakterie i zbadano ich reakcję na warunki panujące w bliskiej przestrzeni kosmicznej. Mimo prostej idei, nadal wymagany jest pewien nakład finansowy (mocniej odczuwalny szczególnie dla projektów realizowanych w niewielkich grupach) oraz zdobycie wiedzy na temat projektowania, budowy i przeprowadzenia misji. Są to w pewnym uproszczeniu podobne procedury jak i zakres wiedzy wymagany przy komercyjnych, pełnowymiarowych projektach satelitów, umieszczanych na orbicie okołoziemskiej. Różnicą jest możliwość ponownego użycia tej samej konstrukcji, nawet wielokrotnie bez modyfikacji kapsuły, dzięki modułowej konstrukcji całego systemu i przemysłowemu sposobowi odzyskiwania ładunku. Niniejszy projekt, jest próbą zrealizowania marzenia o podboju kosmosu.

² *Near Space* – bliska przestrzeń kosmiczna - określenie przestrzeni rozpoczynającej się wraz z dolną granicą stratosfery i rozciągającej się na wysokość do ok. 50km n.p.m.

2. Stratosfera i historia jej badań

2.1. Rys historyczny wybranych projektów oraz ich charakterystyka

Loty stratosferyczne nie były nowością ostatnich lat. Jednym z pierwszych osób wykorzystujących balony meteorologiczne był Léon Teisserenc de Bort, francuski meteorolog, który w 1896 roku wypuścił setki balonów z terenu Francji. Kolejne znaczące eksperymenty zostały przeprowadzone w 1958 roku, gdzie wypuszczono balony meteorologiczne z instrumentami pomiarowymi mającymi na celu zbadanie poziomu promieniowania radioaktywnych odłamków po wybuchu atomowym. Historia podboju stratosfery i projektów *Near Space* rozpoczęła się 28 maja 1967 roku w ramach projektu *Fińskiej Ligi Krótkofalarskiej*. Kapsuła wyniosła do stratosfery (na wysokość 30km) sprzęt krótkofalarski. Projekt koordynował Pauli Töyrylä. W dzisiejszych czasach loty balonów meteorologicznych nie są niczym nowym. Każdego tygodnia, w wielu placówkach meteorologicznych, wypuszczane są balony z instrumentami pomiarowymi. Skupiają się one jedynie na zbieraniu informacji o stanie niższych warstw atmosfery oraz warunkach tam panujących. Także NASA oraz większe placówki badawcze przeprowadzają różne eksperymenty z użyciem balonów. W ciągu ostatniej dekady, eksploracja stratosfery zdobyła jednak większe zainteresowanie w gronie amatorów, chcących na własną rękę przeprowadzać eksperymenty i sprawdzić się w podboju bliskiej przestrzeni kosmicznej. Tego typu projekty są głównie przedmiotem zainteresowań jedno lub kilkusobowych grup amatorów.

Jednym z pierwszych, bardziej rozpoznawalnych projektów był KNSP (Kansas Near Space Project), który został utworzony przez, L. Paul Verhage w 1996 roku. W czasie trwania projektu zrealizowano ponad 19 lotów (w ciągu ok. 3 lat). Osiągnięto wtedy rekord wysokości lotu wśród amatorskich projektów (z 15.5km na 34.9km). Pierwszy projekt budowano przez ponad 2 lata. Opierał się on o prostą budowę kapsuły, w której umieszczono moduły zawierające detektor promieniowania, prosty komputer pokładowy (oparty o układ BS2p BASIC Stamp), moduł GPS (standardowa wersja ręcznego narzędzia Garmin Etrex zmodyfikowana do pracy z mikrokontrolerem) oraz kamerę video. Dodatkowo umieszczono także karaczany (*Blatta orientalis*), aby sprawdzić jak wpłyną na nie trudne warunki podczas lotu. Budowa całego układu również nie odbiegała znacząco od dzisiejszych konstrukcji, była raczej ich prekursorem. Balon meteorologiczny połączony był linami nośnymi ze spadochronem, a następnie z kapsułą. Komunikacja odbywała się za pomocą fal ultrakrótkich. Projekt znacząco wpłynął na późniejszy rozwój amatorskiej eksploracji stratosfery, za sprawą powstałej książki

pt. *Near Space* oraz serii artykułów w magazynie *Nuts and Bolts*, gdzie opisano historię lotów i proces tworzenia projektów w KNSP.

Kolejnym istotnym projektem był Projekt Icarus [1]. Pierwszy amatorski, niskobudżetowy lot do stratosfery zrealizowany został w 2009 roku przez studentów M.I.T³, a informacja o nim obiegła cały świat. Jego prosta i nieskomplikowana konstrukcja pozwoliła na zamknięcie budżetu w kwocie 148 dolarów. Kapsuła utworzona była ze styropianowej chłodziarki do napojów, a balon stosunkowo niewielkich rozmiarów, ważył 800g. Jako urządzenie przekazujące pozycję kapsuły, użyto telefonu komórkowego Motorola i290 z możliwością śledzenia on-line, dzięki technologii Boost Mobile, która umożliwia w czasie bliskim rzeczywistemu śledzenie urządzenia. Na pokładzie kapsuły znalazł się także jeden aparat fotograficzny Canon A470. Zasilanie urządzeń było zrealizowane za pomocą 4 baterii *Energizer Ultimate Lithium* w zewnętrznym pojemniku. Pierwszy raz w historii, młodzi studenci udowodnili, że niewielkim kosztem można przeprowadzić ciekawe eksperymenty. Projekt nie zawierał żadnej skomplikowanej elektroniki. Oparty był na ogólnie dostępnych podzespołach. Kapsuła wzniosła się na wysokość 28km gdzie wykonała zdjęcia powierzchni Ziemi, rejestrując jej krzywiznę.

Wcześniej, bo w 2007 roku, Alexei Karpenko zrealizował projekt HALO [2]. Był to projekt o większym stopniu skomplikowania. Zawierał komputer pokładowy oraz zapasowe systemy odzyskiwania po lądowaniu, moduł GSM do komunikacji z użyciem stacji naziemnych, moduł komunikacji działający na wolnej częstotliwości 900MHz, system pozycjonowania GPS oraz sterowany za pomocą komend z nadajnika naziemnego aparat fotograficzny. Dzięki zamocowaniu go na obrotowej podstawie (wraz z silnikiem typu *servo*) w trakcie lotu można było odpowiednio ustawiać pozycję aparatu, kierując obiektyw w stronę interesujących punktów. Było to możliwe dzięki zastosowaniu komunikacji dwukierunkowej. W trakcie lotu kapsuły, powstały pierwsze na świecie zdjęcia panoramiczne Ziemi, utworzone przez amatora. Kapsuła wzniosła się na wysokość ponad 30km. Użyto balonu o wadze 1200g.

Pierwszym w Polsce projektem był lot Cygnus 2, który odbył się w 2006 roku [3]. Projekt podobny był do poprzednich realizacji z tą różnicą, że został utworzony całkowicie od podstaw. Autor zaprojektował i wykonał wszystkie elementy elektroniczne, zaprogramował także system zarządzający podzespołami (GPS, aparat oraz czujniki wewnętrzne i zewnętrzne). Zbudował także od podstaw kapsułę wraz z izolacją i rękawem nośnym. Jedynymi zakupio-

³ Massachusetts Institute of Technology

nymi częściami były: balon, spadochron, moduł GPS, telefon GSM, baterie, czujniki oraz aparat fotograficzny. Śledzenie ładunku zrealizowane było za pomocą komunikatów tekstowych (SMS) zawierających współrzędne kapsuły. Problemem była utrata komunikacji GSM po przekroczeniu wysokości 650m. Ładunek charakteryzował się znaczną wagą (2.8kg). Kapsuła wzniosła się na wysokość 28.8km.

W międzyczasie powstał również Copernicus Project⁴ (organizacja pozarządowa) działająca na terenie Polski, zrzeszająca amatorów i promująca tani dostęp do bliskiej przestrzeni kosmicznej. W ramach programu fundacji powstaje projekt *miniSAT micro*. Dzięki niemu młodzież szkolna będzie mogła (w zespołach) zbudować kapsułę i przeprowadzić eksperyment w trakcie lotu. Fundacja pokrywa koszty budowy i wypuszczenia kapsuły. Zakończenie realizacji projektu przewidziane jest na maj 2013 roku.

Projekt Trackuino [4] był bazą dla niniejszej pracy. Na podstawie planów omawianego projektu zbudowano komputer pokładowy. Trackuino to nie tylko projekt zrealizowany w 2010 roku przez hiszpańskiego studenta wydziału elektroniki, ale również otwarty system bazowego układu komputera pokładowego opartego na module Arduino Uno R3 [5]. Nakładka rozszerzająca możliwości układu Arduino jest sterowana za pomocą napisanego od podstaw oprogramowania na licencji Open Source. Dzięki prostocie i przemyślanej konstrukcji oraz łatwemu w modyfikacji kodzie źródłowemu układ zdobył dużą popularność. PCB⁵ w wersji 2.0 oraz oprogramowanie (ang. firmware) w wersji 1.31 jest stabilne i przetestowane podczas realizacji wielu lotów na całym świecie. Niewielka waga, łatwość modyfikacji, dostęp do schematów oraz otwarty kod źródłowy pozwala na szerokie zastosowanie i adaptację do indywidualnych wymagań projektowych. Projekt wykorzystuje ogólnodostępną sieć APRS, dzięki której w czasie prawie rzeczywistym odbywa się śledzenie kapsuły w trakcie lotu. Wraz z danymi o pozycji, przekazywane są ustalone dane telemetryczne odczytane z czujników w kapsule takie jak temperatura, ciśnienie i inne, określone przez założenia projektu. W jednym z ostatnich lotów współautora projektu w ramach programu CNSP⁶, balon pod kontrolą układu Trackuino (K6RPT-11), startując z Kalifornii, przeleciał nad Stanami Zjednoczonymi, następnie przecinając Atlantyk i lądując w Hiszpanii. Projekt zakładał stworzenie układu dryfującego o jak największym zasięgu. Czas trwania lotu wynosił ponad 57 godzin. Potwierdza to tym samym dojrzałość i stabilność układu Trackuino.

⁴ <http://copernicus-project.org>

⁵ Obwód drukowany (ang. Printed Circuit Board, PCB)

⁶ The California Near Space Project

2.2. Atmosfera ziemska i warunki na drodze kapsuły

Celem jak i osiągalną wysokością kapsuły jest przedział 26 – 36 km n.p.m. Jest to środkowa granica Stratosfery, w której panują warunki przypominające atmosferę Marsa.

Atmosfera ziemska to warstwa gazowa otaczająca kulę ziemską, utrzymywana przy jej powierzchni przez grawitację. Rozciąga się ona do wysokości kilkuset kilometrów i dzieli się na pięć głównych warstw o różnych właściwościach fizycznych. Tylko dwie główne warstwy znajdują się na drodze kapsuły po jej starcie. Są to następujące warstwy:

1. **Troposfera** - jest to najniższa warstwa atmosfery. Sięga ona do wysokości 11km. W niej zachodzą wszystkie zjawiska pogodowe (tworzą się chmury, burze, deszcze i wiatry). Temperatura jednostajnie maleje wraz ze wzrostem wysokości od ok. -50°C do -70°C .

Większość problemów w trakcie wznoszenia się kapsuły wystąpi właśnie w tej warstwie. Podczas *przecinania* troposfery, kapsuła zostanie znacznie ochłodzona oraz może wystąpić kondensacja pary wodnej na obiektach oraz podzespołach elektrycznych wewnątrz kapsuły. Możliwość jej ochłodzenia wynika z nadal znacznej gęstości powietrza działającego, jako przewodnik ciepła. Występują tu także mocne wiatry o kierunku poziomym i pionowym, dzięki którym kapsuła może znacząco oddalić się od miejsca startu.

2. **Stratosfera** – rozciąga się do wysokości około **50 km**. Temperatura utrzymuje się w przedziale od -40°C do -55°C . W górnej części stratosfery następuje inwersja temperatury i rośnie, osiągając 0°C . Warunki, jakie panują w tej warstwie są idealne dla samolotów wojskowych (X15), ale zabójcze dla organizmów żywych (zachmurzenie praktycznie nie występuje, brak opadów, powietrze jest suche i mroźne). Poziom promieniowania UV jest bardzo wysoki. Ciśnienie osiąga wartość 3% ciśnienia przy powierzchni Ziemi, które na ogół wynosi 1013hPa. Zaczyna pojawiać się wysoka jonizacja niewielkiej już ilości cząstek powietrza, temperatura osiąga wartości w granicach ok. -50°C [6]. Mimo niskiej temperatury, gęstość powietrza jest niewielka, dzięki czemu słabo przewodzi promieniowanie ciepłe. Na tej wysokości jest już możliwe zauważenie krzywizny powierzchni Ziemi oraz zarejestrowanie znacznych ilości promieniowania kosmicznego pierwotnego. Kolor nieba osiąga głęboką czerń.

W przedziale wysokości pomiędzy 18900 a 19350 metrów n.p.m. ciśnienie atmosferyczne jest wystarczająco niskie, aby woda zaczęła wrzeć przy temperaturze ciała ludzkiego ($\sim 37^{\circ}\text{C}$). Ten obszar nazwano **linią Armstronga**⁷. W tabeli (Tabela 1) porównano kilka wartości, charakteryzujących warunki na powierzchni ziemi oraz na wysokości 26km i orbicie okołoziemskiej wynoszącej $\sim 482\text{km}$ n.p.m.

Tabela 1

Niektóre widzialne charakterystyki <i>bliskiej przestrzeni kosmicznej</i>				
Wysokość	Ciśnienie (w milibarach)	Horyzont	Kolor nieba	Promienie kosmiczne
Powierzchnia	1013	$\sim 5\text{km}$	Niebieskie	~ 4 impulsy/min wszystkie wtórne
26 km	20	563km	Czarne	~ 700 impulsów/min pierwotne i wtórne
482km	0	2400km	Czarne	B/D wszystkie pierwotne

Ogólna charakterystyka warunków na różnych wysokościach [6].

Kolejne warstwy tworzące atmosferę nie są istotne z punktu widzenia projektu.

3. **Mezosfera** - sięga do wysokości około 90 km. Występują tu zorze polarne.
4. **Termosfera** (jonosfera) - sięga do wysokości około 800 km. Właśnie w tej warstwie, zazwyczaj orbitują promy kosmiczne. Temperatura sięgać może tu nawet do 1000°C .
5. **Egzosfera** - występuje powyżej 800 km. W warstwie tej zachodzi intensywna wymiana gazów atmosferycznych z przestrzenią kosmiczną. Głównymi jej składnikami są wodór i hel.

2.2.1. Charakterystyka promieniowania kosmicznego

Promieniowanie kosmiczne to głównie strumień wysokoenergetycznych cząstek, na który składają się zazwyczaj atomy wodoru lub protony. Można wyróżnić trzy główne źródła promieniowania możliwego do zarejestrowania w stratosferze i warstwach ponad nią. Pierwsze to promieniowanie pochodzące ze skażonych odłamków pochodzenia ziemskiego, wyniesione do atmosfery podczas wybuchów nuklearnych lub katastrof w elektrowniach atomowych. Takie promieniowanie jest istotne z punktu widzenia badań zanieczyszczenia radiologicznego. Kolejne źródła są pochodzenia zewnętrznego. Część promieni kosmicznych pochodzi z wybuchów na powierzchni Słońca, reszta zazwyczaj z głębokiego kosmosu. Prosty licznik

⁷ Określenie pochodzi od Harry'ego George Armstronga

Geigera-Mullera umieszczony w kapsule stratosferycznej jest w stanie zarejestrować pojedyncze wiązki promieniowania kosmicznego. Każdy zarejestrowany impuls może pochodzić z odległej gwiazdy, szczególnie wysokoenergetyczne promieniowanie może mieć swoje źródło w obiekcie zwanym *supernova*⁸. Najwyższe energetycznie wiązki mogą pochodzić nawet z odległych galaktyk. Takie promieniowanie nazywane jest pierwotnym. Możliwe jest do zarejestrowania tylko w górnych warstwach atmosfery (pierwsze, niewielkie ilości występują już na wysokości ~26km n.p.m.). Kiedy wiązka promieniowania kosmicznego zbliża się do atmosfery, ulega kolizji z atomami tlenu i azotu tworząc promieniowanie wtórne. Dzięki temu, wszystkie organizmy żywe są chronione przed niebezpiecznym, wysokoenergetycznym promieniowaniem pierwotnym.

Wysłanie licznika Geigera-Mullera do stratosfery, nawet bardzo prostego w konstrukcji, pozwala na zarejestrowanie niewielkiej ilości cząstek, pochodzących z odległych zakątków wszechświata, które nie są możliwe do zarejestrowania na powierzchni Ziemi. Zarejestrowane dane pokazują również poziom promieniowania w przestrzeni powietrznej, które można porównać z pomiarami na ziemi. Różnice sugerują stopień pochłaniania promieniowania przez warstwy stratosfery.

⁸ Tym określeniem nazywa się gwiazdy, które po zapadnięciu się wybuchają, emitując ogromne ilości materii oraz promieniowania różnego typu.

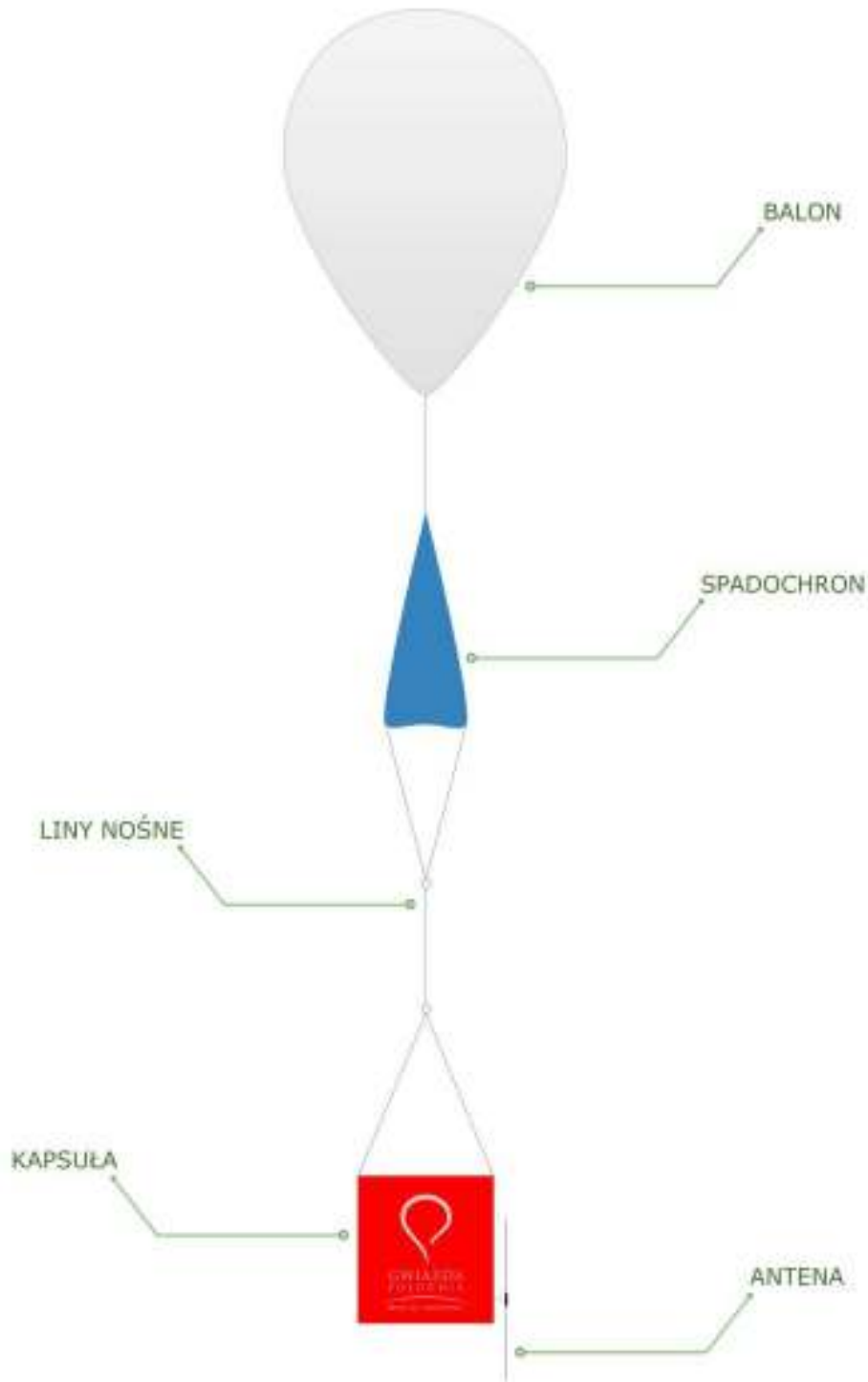
3. Charakterystyka budowy projektu oraz analiza wybranych modułów

3.1. Charakterystyka ogólna projektu

Gwiazda Południa jest projektem modułowym. Dzięki takiej budowie możliwe jest dostosowanie elementów do potrzeb indywidualnego lotu. Ogromną zaletą jest także możliwość wielokrotnego wykorzystania samej kapsuły i elementów wielokrotnego użytku, które nie są połączone trwale z układem nośnym (balonem). Oprócz modułowej budowy elementów nośnych, taki sam charakter posiada także kapsuła. Takie rozwiązanie posiada wiele zalet, tj. możliwość rozdzielenia modułów eksperymentów od modułów ściśle związanych z kontrolą lotu i namierzaniem po lądowaniu. W razie awarii każdy z nich można w bardzo krótkim czasie wymienić na nieuszkodzony. Mocne relacje zachodzą między wagą modułów a wyporem balonu (wielkość balonu + ilość helu). Dzięki modułowej budowie całego układu można dostosować wielkość balonu oraz spadochronu, ilość i rodzaj gazu do wagi kapsuły wraz z modułami układu kontrolnego i modułami eksperymentów.

Podstawowymi elementami składającymi się na ogólny kształt zewnętrzny są:

1. balon,
2. spadochron.
3. liny nośne,
4. kapsuła,
5. antena.



Rys. 1. Ogólny kształt zewnętrzny projektu.

Start kapsuły przewidziany jest ze średniej wysokości 300m n.p.m. Temperatura podczas startu może wahać się w granicach od 10°C do 25°C. Średnie ciśnienie osiąga wartość 1013hPa. Na wysokości startu możliwe jest jedynie zarejestrowanie promieniowania kosmicznego wtórnego. W trakcie lotu kapsuły, w czasie wznoszenia i opadania (szacowany czas lotu to ~2.5h od startu do lądowania) amplituda obserwowanych wartości jest znacząca,



Rys. 2. Poglądowa trasa lotu kapsuły (skala nie jest zachowana).

dlatego wymagane jest ciągle wyrównywanie ciśnienia wewnątrz kapsuły jak również zachowanie dobrej izolacji termicznej.

Pierwsza pozycja (Rys. 2, p.1) reprezentuje moment startu, kiedy kapsuła znajduje się na powierzchni ziemi. Wielkość balonu odpowiada jego natywnej powierzchni (przy standardowym ciśnieniu i zakładanej ilości gazu). Po przebyciu w przybliżeniu 30km w pionie(Rys. 2,

p.2), balon rozciąga się osiągając średnicę od 7 do 12 metrów (w zależności od użytego balonu i ilości wykorzystanego gazu nośnego) z powodu rozszerzania się gazu pod wpływem malejącego ciśnienia zewnętrznego. Kiedy balon osiąga swoją przewidzianą wysokość krytyczną (Rys. 2 **Błąd! Nie można odnaleźć źródła odwołania.**, p.3) (maksymalne rozciągnięcie powłoki) ulega rozerwaniu i następuje faza opadania. Kapsuła osiąga prędkość nawet do 230 km/h a spadochron nie jest wypełniony (Rys. 2, p.4), z powodu braku odpowiedniej gęstości powietrza. Kiedy kapsuła osiągnie wysokość ~16km, gęstość powietrza jest już wystarczająca, aby rozpocząć wyhamowywanie kapsuły (Rys. 2, p.5). Proces ten jest stopniowy i nie odbywa się natychmiastowo po przekroczeniu definitywnej granicy. Kapsuła, przebywając kilka kilometrów drogi w stronę Ziemi, powinna poruszać się już z prędkością terminalną i nie większą jak 8m/s (a optymalną prędkością jest 5.5m/s). Od momentu osiągnięcia 650 m n.p.m. moduł odzyskiwania po lądowaniu, powinien zacząć nadawać aktualną pozycję za pomocą wiadomości tekstowych zawierających współrzędne kapsuły. Po dotarciu na powierzchnię Ziemi (Rys. 2, p.6) kapsuła ląduje, oczekując na odzyskanie. Tło rysunku (Rys. 2) reprezentuje przybliżoną zmianę koloru nieba w stosunku do wysokości.

3.2. Przygotowanie do realizacji projektu

Przygotowanie do realizacji projektu było okresem czasu, w którym pozyskano potrzebne pozwolenia oraz zgromadzono odpowiednią wiedzę pozwalającą na realizację założeń projektu. Zasadniczym problemem podczas przygotowania projektu było zebranie informacji o wymaganych częściach elektronicznych i elektrycznych. Ze względu na wymóg zakupu części o klasie militarnej (zwiększona odporność na czynniki zewnętrzne, większa dokładność pracy układów) wcześniejsza analiza BOM⁹ oraz odszukanie dystrybutorów części elektronicznych były kluczowym momentem procesu przygotowań.

3.3. Wymagania formalne

Do finalnego stadium projektu (start i lot kapsuły) wymagane było pozyskanie pozwoleń i uprawnień dających możliwość legalnego użytkowania częstotliwości radiowej oraz przestrzeni powietrznej.

Dodatkowym ograniczeniem fizycznym nakładanym przez prawo lotnicze jest waga kapsuły, która nie może przekroczyć 3kg, a liny nośne muszą zrywać się przy sile 240 N. Zapewnia to bezpieczeństwo ludzi oraz statków powietrznych w razie kolizji.

⁹ Ang. Bill of Material. Lista części elektronicznych potrzebnych do realizacji układu. Zawiera nazwę, wartość, cechy dodatkowe oraz ilość potrzebnych elementów.

3.3.1. Pozwolenie radiowe (CEPT Licence)

Procedura pozyskania pozwolenia radiowego¹⁰ jest stosunkowo długa i wymaga zaliczenia państwowego egzaminu organizowanego kilka razy w roku w jednej z delegatur UKE¹¹. Pierwszym krokiem było uzyskanie świadectwa klasy A. Wymagało to zaliczenia egzaminu składającego się z 20 pytań pokrywających wszystkie dziedziny radiokomunikacji (bhp, historia i prawo radiokomunikacji w Polsce, elektronika, elektrotechnika, znajomość budowy i zasad działania radioodbiorników oraz zakresy częstotliwości). Świadectwo to uprawnia do starania się o pozwolenie radiowe kategorii 1. Po pozytywnym zaliczeniu egzaminu, ubiegano się o pozwolenie radiowe (na używanie urządzeń nadawczych lub nadawczo-odbiorczych w służbie radiokomunikacyjnej amatorskiej). Wraz z uzyskaniem pozwolenia (ważnym przez 10 lat od daty uzyskania), otrzymano znak wywoławczy (SQ9OZD, unikalny w skali światowej) uprawniający do nadawania na wszystkich częstotliwościach amatorskich, z maksymalną mocą 150W.

3.3.2. Pozwolenie na użytkowanie przestrzeni powietrznej

Drugim dokumentem, wymaganym do realizacji ostatecznego celu projektu, jest zezwolenie użytkowania przestrzeni powietrznej wydawane na czas trwania lotu. Podyktowane jest to koniecznością zachowania bezpieczeństwa wszystkich statków powietrznych a w szczególności samolotów. Wypełniony wniosek (Załącznik 3) należy wysłać do Polskiej Agencji Żeglugi Powietrznej (Ośrodka Planowania Strategicznego) nie później niż 10 dni przed planowaną datą startu. Dzięki wysłaniu danych o planowanym starcie, PAŻP jest w stanie poinformować wszystkie statki powietrzne w okolicy (za pomocą sygnałów NOTAM¹²) o pojawiającym się obiekcie w przestrzeni powierzonej. Wymagane jest to na podstawie prawnej: Rozdział 2 ust. 17 pkt 1-4 Załącznika do rozporządzenia Ministra Infrastruktury z dnia 11 marca 2004 r. w sprawie zasad działania służb ruchu lotniczego (Dz. U. Nr 44, poz. 415) [7].

3.3.3. Informacja o zawartości kapsuły

Ważnym elementem informacyjnym jest umieszczenie notatki o zawartości, na zewnętrznej ścianie kapsuły. Ze względu na zaostrzone sposoby postępowania podczas identyfikacji nieznanymi pojemnikami, oraz mając na uwadze bezpieczeństwo osób postronnych, umieszczono następujące informacje:

¹⁰CEPT T/R 61-01 – licencja na nadawanie i odbiór honorowana w większości krajów

¹¹ Urząd Komunikacji Elektronicznej

¹² Ang. *NOTice To AirMen* oznaczające depeche dla pilotów, informujące o zmianach stanu przestrzeni powietrznej, zagrożeniach.

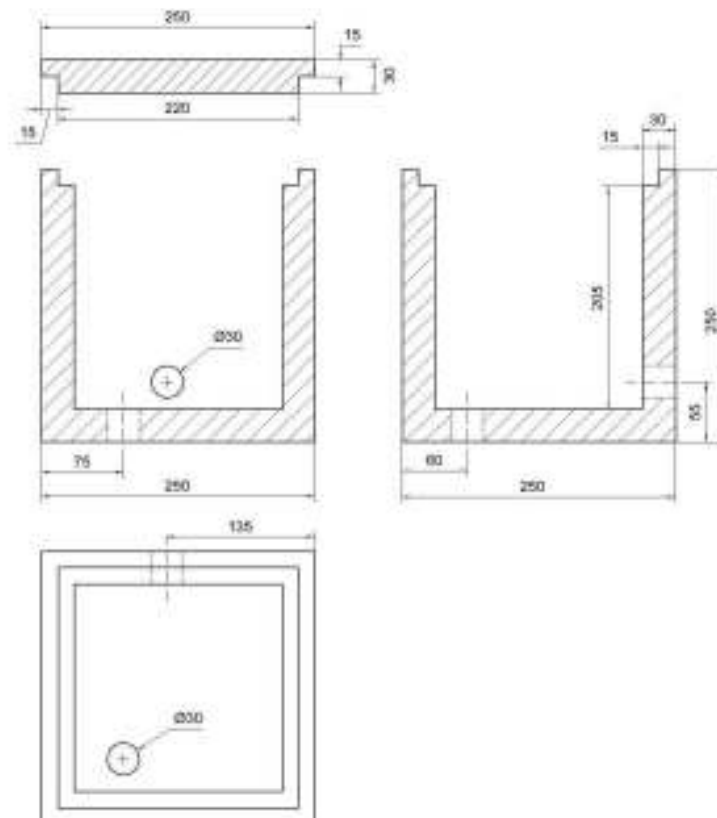
Pojemnik **nie zawiera** szkodliwych ani wybuchowych elementów. Jest całkowicie bezpieczny. Jest to eksperyment naukowy realizowany na wydziale Wyższej Szkoły Biznesu National-Louis University w Nowym Sączu. Pojemnik zawiera jedynie bezpieczne części elektroniczne. Kontakt: *<dane kontaktowe: telefon oraz email do osoby odpowiedzialnej za start, wpisanej w formularzu PAŻP >*

Powyższa informacja, w razie upadku kapsuły w miejscu publicznym takim jak miasto lub okolice domów, zapobiegnie niepotrzebnej panice oraz interwencji służb policyjnych.

3.4. Opis modułów tworzących funkcjonalny system

3.4.1. Kapsuła i system nośny- analiza kształtu i budowy

Kapsuła jest głównym pojemnikiem zawierającym wszystkie moduły sterowania i badawcze. Jest także izolatorem termicznym chroniącym elektronikę przed nadmiernym wychłodzeniem i działaniem czynników zewnętrznych. Kapsuła składa się z lekkiej obudowy styropianowej, dodatkowej izolacji termicznej, przegród wewnętrznych, hamulca uderzeniowego, kołnierza mocującego, pokrywy i palet z odpowiednimi modułami. Dzięki wykorzystaniu odpornego materiału, kapsuła może zostać użyta wielokrotnie.



Rys. 3. Ogólny kształt kapsuły. Przekrój wraz z wymiarami.

Kształt kapsuły

Za kształt kapsuły przyjęto formę sześciianu. Jest to optymalna bryła dająca wystarczającą ilość miejsca wewnątrz, utrzymując relatywnie niewielki ciężar i rozmiar zewnętrzny. Dodatkowo sześciian tworzy zwartą, samopodtrzymującą się i odporną konstrukcję, szczególnie w wypadku mocnych uderzeń i zmian naprężenia. Dzięki czterem ścianom zapewnia cztery punkty zaczepienia dla systemu nośnego oraz co najmniej trzy stabilne punkty zaczepienia w razie uszkodzenia jednej z lin nośnych. Czteropunktowy system mocowania gwarantuje równomierne rozłożenie sił na punktach zaczepienia.

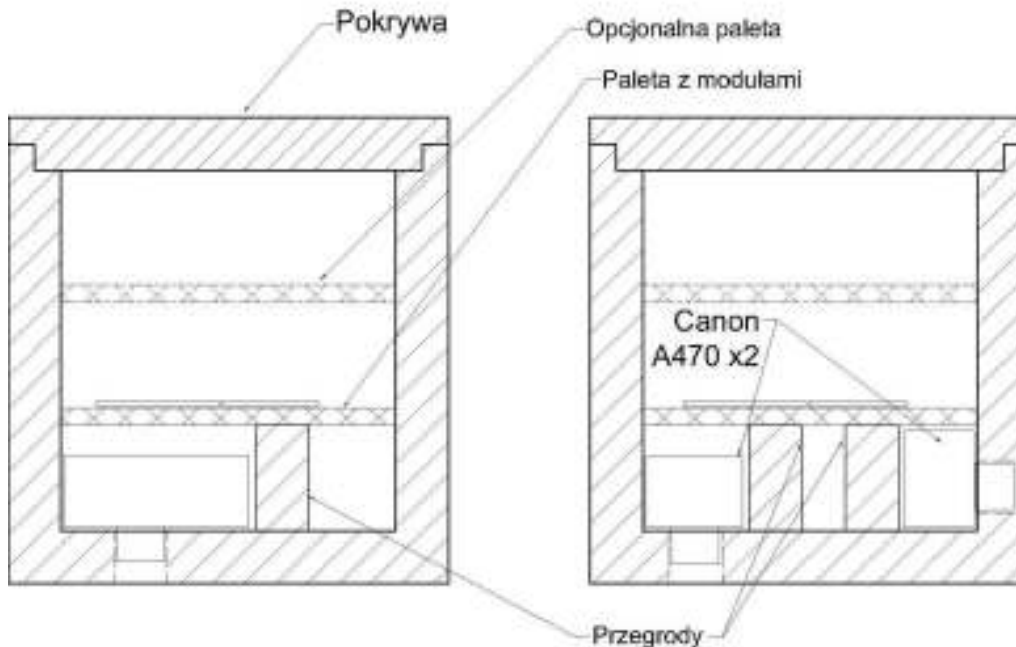
Wielkość kapsuły może być dostosowana do potrzeb lotów. Jej prosta konstrukcja, w razie (potrzeby modyfikacji wielkości jak i wagi) pozwala na wykonanie kolejnej kapsuły w krótkim czasie. Przy projektowaniu kapsuły wzięto pod uwagę ciężar, rozmiar zewnętrzny jak i pojemność wewnętrzną oraz łatwość manipulacji ładunkiem. Kapsuła otwierana jest *od góry*, umożliwiając stopniowy załadunek modułów w formie pięt (palety opierają się na przegrodach i wspornikach wykonanych z takiego samego materiału co kapsuła), pozwala to na łatwe dostosowanie ładunku do indywidualnych misji.

Każdy poziom izolowany jest termicznie (dzięki wykorzystaniu tego samego materiału do budowy palety). Dolna część kapsuły zawiera dwa otwory wizyjne dla aparatów fotograficznych. Pojemnik nie jest hermetycznie odizolowany. Ciśnienie musi być wyrównywane z otoczeniem kapsuły, w przeciwnym razie doszłoby do rozerwania powłoki.

Grubość materiału, z którego została wykonana kapsuła wynosi 3 cm. Wewnętrzny rozmiar ściany równy jest 22cm. Kształt ścian oparty jest na formie kwadratu. Konstrukcja zakładkowa ścian pozwoliła na uzyskanie rozmiaru zewnętrznego jednej ściany wynoszącego 25cm. Wewnętrzna powierzchnia jednej ściany wynosi 484cm^2 (wartość identyczna dla powierzchni palety utrzymującej moduły). Całkowita objętość wewnętrzna kapsuły przy zakładanych rozmiarach wynosi 10648cm^3 . Pole całkowite ścian wewnętrznych wynosi 2904cm^2 . Ciężar całkowity kapsuły przy otrzymanych rozmiarach wynosił 350g, łącznie z pokrywą. Rzeczywista powierzchnia (w pionie) pomniejszona jest o wielokrotność grubości palet wykorzystanych w projekcie.

Dolna część kapsuły zawiera gąbkę służącą za hamulec uderzeniowy. W momencie uderzenia o powierzchnię Ziemi, warstwa ta pochłania znaczną część energii, amortyzując upadek oraz zapobiega powstawaniu przeciążeń mogących uszkodzić kapsułę lub części modu-

łów znajdujących się w jej wnętrzu. Element ten zwiększa również wyporność kapsuły, w razie lądowania na powierzchni wody. Kapsuła powinna dryfować nie ulegając zatopieniu.



Rys. 4. Przekrój poprzeczny przez kapsułę wraz z paletą i przegrodami

Materiał konstrukcyjny

Kapsuła powinna posiadać wytrzymałą konstrukcję, tak więc wybrany materiał wykorzystany do budowy ścian, musiał spełniać następujące wymagania:

- ❖ odporność na uderzenia, łamanie i zgniatanie, dobre parametry wytrzymałościowe,
- ❖ niewielki współczynnik odkształcenia (duża twardość materiału),
- ❖ odporność na działanie wilgoci,
- ❖ wysoki współczynnik izolacji termicznej,
- ❖ lekkość,
- ❖ grubość 2 - 5 cm,
- ❖ gładkie wykończenie,
- ❖ niski koszt metra bieżącego.

Wiele wcześniej wykonanych projektów z sukcesem wykorzystywało styropian ekstrudowany (polistyren ekstrudowany). Do realizacji ścian kapsuły użyto materiału Synthos XPS 30 [8].

Jest to polistyren stosowany w budownictwie w formie arkuszy o rozmiarach 1250x600mm grubości 30 mm.



Rys. 5. Porównanie Synthos XPS do standardowego styropianu.

Taki rozmiar daje możliwość wycięcia ścian o różnych rozmiarach (dodatkowym ułatwieniem są wykonane frezy na krawędziach służące jako zakładki). Spełnia wszystkie zakładane wymagania dla materiału przeznaczonego do budowy ścian kapsuły, charakteryzuje się znaczną twardością (gęstość wynosi 30kg/m^3) oraz wysoką odpornością na zgniatanie (>300 kPa przy odkształceniu względnym 10%). Osiąga lepszą izolację termiczną od planowanej, przy grubości ściany 30mm. Współczynnik przewodzenia ciepła wynosi $\lambda_D = 0.035 \left[\frac{\text{W}}{\text{m}\cdot\text{K}} \right]$ a opór cieplny na poziomie $R_D = 0.9 \left[\text{m}^2 \cdot \frac{\text{K}}{\text{W}} \right]$. Zapewnia to wystarczającą izolację termiczną (bez dodatkowej warstwy) dla układów wewnątrz kapsuły. Dla porównania poziom przewodzenia ciepła tradycyjnego styropianu wynosi $0,04 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ przy grubości ściany równej 20cm. Waga jednej ściany o rozmiarach $22 \times 22 \times 3 \text{ cm}$ wynosi jedynie 77g.

Ze względu na wysoki poziom termoizolacji materiału, zrezygnowano z dodatkowej, wielowarstwowej powierzchni izolacyjnej. Taka warstwa mogła być zbudowana z folii NRC¹³ połączonej naprzemiennie w wielu warstwach odizolowanych od siebie cienką warstwą siatki nylonowej (uzyskano w taki sposób *kieszęć powietrzną* izolującą warstwy folii w formie *termosu*). Folia NRC posiada jedną zasadniczą wadę. Blokuję fale elektromagnetyczne. Jeżeli wewnątrz kapsuły znajdowałaby się antena, utrudniłoby lub uniemożliwiłoby to komunikację. Jednym z rozwiązań przy zaistnieniu takiego problemu było umieszczenie anteny komunikacyjnej na zewnątrz kapsuły a pozostałych anten (GPS, GSM) na nieizolowanej pokrywie kapsuły. Drugie rozwiązanie nasuwa użycie materiału o nawie Mylar¹⁴. Nie posiada on zdolności pochłaniania promieniowania elektromagnetycznego.

Liny nośne wraz z rękawem

Są to istotne elementy konstrukcji układu nośnego. Łączą balon, spadochron oraz kapsułę. Linki nośne zostały przygotowane z plecionej linki nylonowej o wytrzymałości ~230N. Średnica linki wynosiła 3mm. Jej konstrukcja zapobiega skręcaniu się oplotu. Na końcach linek utworzono pętle, które zakończono metalowymi sprężystymi pierścieniami, zapewniającymi szybki montaż. Pętle zabezpieczono przez owinięcie nicią, nałożeniem niewielkiej ilości kleju szybkoschnącego oraz nakładając centymetrowy odcinek rurki termokurczliwej.



Rys. 6. Elementy konstrukcyjne liny nośnej oraz ukończona już linka z pierścieniem.

¹³Koc ratunkowy - cienka metalizowana płachta z tworzywa sztucznego

¹⁴ Tworzywo sztuczne, politereftalan etylenu (PET) w formie folii. Stosowany w przemyśle kosmicznym w formie metalizowanej jako powłoki satelitów.

Przygotowane linki połączono z rękawem nośnym kapsuły oraz główną liną łączącą kapsułę ze spadochronem. Długość głównych lin łączących kapsułę i spadochron wynosiła 5m oraz balon i spadochron 9m. Tak znaczna długość zapobiega drganiom oraz szybkim ruchom kołowym kapsuły podczas lotu. Zmniejsza również ryzyko zaplątania się lin w trakcie fazy opadania. Balon po pęknięciu może swobodnie opaść na bok spadochronu a nie na jego szczyt (optymistyczne założenie). Dodatkową cechą jest (w pewnym stopniu) zdolność do pochłonięcia części energii szarpnięć podczas pęknięcia balonu jak i momentu zwalniana przez spadochron.

Rękaw kapsuły został utworzony z materiału lekkiego i wodoodpornego. Służył, jako element mocujący liny nośne (w przypadku zamocowania lin do styropianu, mógł on ulec rozerwaniu niszcząc konstrukcję). Dzięki takiemu rozwiązaniu kapsuła jest osadzona bezpiecznie w rękawie, który w całości przejmuje i pochłania działanie sił przekazywanych przez liny nośne. Rękaw służył także jako ochrona warstwy termoizolacyjnej (jeżeli została dołączona) lub sam był w pewnym stopniu warstwą izolującą. Na powierzchni rękawa przezroczystą kieszeń w formie okna przeznaczoną na umieszczenie informacji o zawartości kapsuły.



Rys. 7. Kapsuła w rękawie nośnym. Na jednej ze ścian umieszczono okno informacyjne.

Górna część została wyposażona w cztery odcinki taśmy *Velcro*¹⁵. Na powierzchni pokrywy przymocowano drugą część taśmy (Rys. 7). Po zamknięciu pokrywy zabezpieczono ją przed wypadnięciem właśnie tymi taśmami.

3.4.2. Balon meteorologiczny oraz gazy nośne

Balon meteorologiczny

Balon jest jednym z dwóch głównych elementów wznoszącym cały układ. Jego prawidłowy dobór pozwala na określenie prędkości wznoszenia i czasu trwania tej fazy. Zastosowanie balonu sprawdzonej firmy zapewnia osiągnięcie wysokości deklarowanej i obliczonej w fazie

¹⁵ Velcro® –taśma typu rzep.

projektowania. Istnieją dwie główne firmy produkujące balony: Kaymont (Totex) [9] oraz Hwoyee [10] (znacznie tańsze, lecz nadal dobrej jakości). Są to wiodące firmy, które udostępniają dane dotyczące każdego typu balonu. Możliwe do nabycia są także balony pochodzenia militarnego (z zapasów magazynowych) jednak jakość wykonania oraz niedostępność metryk skutkuje brakiem jakiegokolwiek przewidywalności. Podstawowymi cechami określającymi każdy balon są: jego waga lub rozmiar, przewidywana wysokość pęknięcia, oraz długość i średnica szyjki balonu.

Dla ułatwienia obliczeń lub aby dokonać porównań można odnieść się do tabeli, które zawierają typ balonu oraz cechy powiązane z ładunkiem (waga ładunku, potrzebna ilość helu, wielkość balonu, wyporność). Wartościowym źródłem informacji jest strona http://ukhas.org.uk/guides:balloon_data¹⁶, która zawiera wszystkie podstawowe i potrzebne informacje.

Do obliczenia wymaganych danych, potrzebne są pewne informacje. Główną stałą jest ciężar kapsuły (wraz ze spadochronem). Drugi element równania to jego rodzaj oraz ciężar (wielkość) balonu, który należy odpowiednio dostosować. Kolejnymi elementami są: wysokość, na jakiej balon ulegnie rozerwaniu lub prędkość wznoszenia. Dwie ostatnie wartości mogą być stosowane naprzemiennie. Dodatkowe dane to rodzaj gazu (jego gęstość), oraz gęstość powietrza. Posiadając wyżej wymienione dane, obliczyć można:

- ❖ wysokość, na jaką wzniesie się kapsuła,
- ❖ czas do pęknięcia balonu (czas wznoszenia),
- ❖ prędkość wznoszenia,
- ❖ ilość potrzebnego gazu,
- ❖ ciąg balonu mierzony na szyjce.

Dla ułatwienia obliczeń, zastosowano kalkulator znajdujący się pod adresem: <http://www.cusf.co.uk/calc/>¹⁷. Umożliwia on obliczenie wszystkich potrzebnych danych do fazy wznoszenia, dzięki czemu w przybliżeniu można określić interesujące wartości. Ważną informacją jest ilość potrzebnego gazu. Jest to wartość orientacyjna, dzięki której można przewidzieć koszty zakupu gazu potrzebnego do osiągnięcia założeń.

W projekcie ustalono następujące założenia:

¹⁶ Data odczytu: 2013.02.24

¹⁷ Data odczytu: 2013.02.27

- ❖ wysokość, na jaką powinien wznieść się balon to ~33km n.p.m.,
- ❖ prędkość wznoszenia w przybliżeniu wynosząca 4 - 5 m/s,
- ❖ waga ładunku nieprzekraczająca 1500g,
- ❖ ilość potrzebnego gazu nie powinna przekroczyć 3.5 m³.

Dokonując obliczeń wprowadzono ciężar kapsuły oraz wysokość na jakim ma nastąpić rozerwanie balonu (33000m n.p.m.). Manipulując danymi (wielkość i rodzaj balonu oraz zakładaną wysokością pęknięcia balonu) uzyskano następujące dane dla ciężaru ładunku równego 1500g:

- ❖ balon firmy Hwoyee o ciężarze 1200g,
- ❖ przewidywana wysokość do pęknięcia balonu: 33000m n.p.m.,
- ❖ czas wznoszenia: ~129 min,
- ❖ prędkość wznoszenia: 4.26 m/s,
- ❖ objętość startowa 3.37 m³ (3367L),
- ❖ ciąg brutto: 2256g,
- ❖ gaz nośny: Hel.

Zakładane wartości były związane z kosztem zakupu helu oraz balonu. Dostosowano optymalną, średnią wartości do uzyskania zakładanego celu przy minimalizacji kosztu zakupu. Jednym z ograniczeń była waga ładunku. Wszystkie wartości są ze sobą ściśle powiązane. Zapewnienie odpowiedniej prędkości wznoszenia (przez uzyskanie odpowiedniego ciągu) pozwoli na skrócenie czasu wznoszenia, a tym samym na zmniejszenie wpływu warunków atmosferycznych na trasę balonu.

Wielkość balonu determinuje minimalną wysokość, na jaką może się wznieść. Balon 800g nie może osiągnąć wysokości większej niż 32 000m n.p.m.. Im większy balon tym większy ładunek może unieść jak również zwiększa się osiągalna wysokość wznoszenia. Wielkość balonu wraz z ilością gazu determinuje także prędkość wznoszenia. Im większy balon i mniejsza ilość gazu, tym wolniej się wznosi, lecz na większą wysokość. Mniejsza ilość gazu w balonie pozwala na wolniejsze rozszerzanie się powłoki balonu pod wpływem różnicy ciśnień. Balon na wysokości ~34km n.p.m. może osiągnąć rozmiar nawet do 12m (gdzie na powierzchni ziemi miał ~2m średnicy). Po osiągnięciu średnicy krytycznej, balon zostaje rozerwany na drobne części (paski), dzięki czemu nie przeszkadza podczas fazy opadania (jest to wariant optymistyczny).

Gaz nośny

Do uzyskania odpowiedniej wyporności balonu, należy zastosować gaz lżejszy od powietrza. Do odpowiedniego porównania obliczono gęstość oraz objętość powietrza. Założono, że 1 mol gazu w standardowej temperaturze (0°C i ciśnieniu 760 mm Hg) ma objętość 22.41L. Jeden mol gazu posiada wagę równą wadze jego atomowej masy. Gęstość gazu równa jest wadze podzielonej przez objętość, a jeżeli gęstość gazu jest mniejsza niż gęstość powietrza, to gaz ten posiada wyporność i będzie się wznosił.

Atmosfera ziemską składa się (zakładając uproszczony model) głównie z azotu (79%, o masie cząsteczkowej 28.013g), tlenu (~20%, o masie cząsteczkowej 39.999g) oraz innych gazów (~1% o średniej masie cząsteczkowej 39.9g). Tlen i azot, to gazy o budowie dwuatomowych cząstek, więc atomowa masa cząstek jest dwukrotnie większa niż atomowa masa pojedynczej cząstki. Uśredniając, otrzymano masę jednego mola powietrza równą 29.24g. Dzieląc tę wartość przez objętość jednego mola gazu w standardowej temperaturze otrzymano gęstość ~1.2g/l (~1.205 kg/m³). Znając wartość gęstości powietrza porównano ją z dwoma gazami: hellem oraz wodorem. Ich masy cząsteczkowe wynoszą odpowiednio 4.003g oraz 2.016g. Gęstości równe są 0.179g/l (0.1786 kg/m³) oraz 0.090g/l (0.0899 kg/m³). Oba gazy posiadają gęstość mniejszą niż powietrze, dzięki czemu są odpowiednie jako gazy nośne.

Decydując się na wybór gazu porównano ich cechy. Hel jest gazem szlachetnym oraz niepalnym i nie wchodzi w reakcje z innymi gazami. Przy objętości 3.52 m³ (przewidywana objętość potrzebnego gazu do wypełnienia balonu przy wadze ładunku 1500g) osiąga wyporność brutto ~2417g. Wodór jest gazem lżejszym niż hel, ale jest także łatwopalny, a zmieszany z powietrzem – wybuchowy. Dla zakładanej objętości, jego wyporność brutto wynosi ~2730g. Jest w przybliżeniu o 8% wydajniejszy niż hel. Oznacza to, że umożliwia wzniesienie się ładunku na większą wysokość, lub uzyskując tą samą przewidywaną wysokość i objętość gazu można osiągnąć większą prędkość wznoszenia.

Koszt zakupu wodoru w stosunku do helu wynosi w przybliżeniu 1:2.5. Z powyższego porównania wynikało, że wodór jest tańszym oraz wydajniejszym gazem, jednak jego wybuchowe właściwości mogły stanowić zagrożenie dla ludzi. Hel będąc droższym i nieznacznie mniej wydajnym gazem jest całkowicie bezpieczny. Dostęp do helu technicznego jest również łatwiejszy niż do wodoru. Dystrybutorzy gazów ograniczają dostęp do gazów niebezpiecznych dla odbiorców indywidualnych (amatorów) ze względów bezpieczeństwa. Hel jest dystrybuowany w butlach o pojemności 1.5m³ oraz 5.6m³. Zapewnia to łatwe dopasowanie ilości

zakupionego gazu do wymagań lotu (oraz optymalizacja kosztów). Istnieją także podziały helu, a dokładniej, typy jego czystości. Hel 4 to gaz o czystości 99.99%, Hel 4.6 to 99.994% czystości oraz Hel 5 o najwyższym poziomie czystości równym 99.999%. Do napełnienia balonu wystarczy Hel 4 lub 4.6 (w zależności od dostępności). Są to znacząco tańsze wersje w porównaniu do Helu 5.

3.4.3. Spadochron

Wymagania

Spadochron jest elementem niepomijalnym. Jako najprostszy sposób na odzyskanie kapsuły musiał być częścią projektu. Wymagane jest także, aby wypuszczany ładunek zabezpieczony był przed upadkiem ze zbyt dużą prędkością. Ze względu na bezpieczeństwo ludzi i mienia oraz na znaczną wartość ładunku, spadochron musi działać pewnie, aby w nienaruszonym stanie odzyskać ładunek i zapewnić bezpieczeństwo. Balon zaczepiony jest liną nośną do szczytu spadochronu (Rys. 1). Oznacza to, że w momencie pęknięcia balonu spadochron jest jedynym zabezpieczeniem przed nadmiernym rozpędzeniem się ładunku. Narzuca to wymagania dla konstrukcji spadochronu.

Jego wielkość musi być wystarczająco duża, aby zwolnić spadającą kapsułę do prędkości maksimum 8m/s. Taka prędkość zwiększa prawdopodobieństwo bezpiecznego lądowania ładunku. Uzyskanie mniejszej prędkości poprawia bezpieczeństwo, jednak tym samym zwiększa się czas opadania, w którym kapsuła podatna jest na działanie wiatrów. Optymalna¹⁸ prędkość opadania wynosi ~5.5m/s. Materiał, z którego zbudowana została czasza spadochronu musi być niewrażliwy na działanie promieni UV, jego przewodność nie może być zbyt duża oraz nie może sztywnieć pod wpływem niskiej temperatury. Pomocny jest także jaskrawy kolor spadochronu, ułatwiający identyfikację w terenie.

¹⁸ Informacje pozyskane w trakcie rozmów na kanale IRC #highaltitude z osobami posiadającymi wieloletnie doświadczenie w lotach balonów stratosferycznych.

Zasada działania

Spadochron chwytając powietrze tworzy opór (Rys. 8) przeciwdziałając sile grawitacji. W trakcie upadku kapsuły działają dwie siły. Ciężar (skierowany w dół) oraz siła oporu (skierowana w przeciwnym kierunku). Kiedy siły się zrównoważą, kapsuła opada ze stałą prędkością nazywaną *prędkością graniczną*. Opór spadochronu można wyliczyć wzorem:

$$F_D = C_d * A * d_m * \left(\frac{v^2}{2}\right)$$

(3.1)

gdzie:

C_d – współczynnik oporu spadochronu (bezwymiarowa stała),

A – powierzchnia spadochronu wystawiona na działanie powietrza (stała),

d_m – gęstość powietrza,

v – prędkość spadochronu.



Rys. 8 Opór spadochronu. Opracowanie własne.

Zaraz po pęknięciu balonu, ładunek zaczyna poruszać się z przyspieszeniem w kierunku Ziemi. Dzięki temu, że opór zwiększa się wraz z prędkością, kapsuła nie rozpędza się stale w trakcie lotu. Zachowanie takie podyktowane jest prawem, które mówi, że dwukrotnie zwiększając prędkość, czterokrotnie zwiększa się opór (opór zależy od kwadratu prędkości). W bliskiej przestrzeni kosmicznej zachodzi jeszcze jedna zależność. Opór zależy również od gęstości powietrza. Dzięki temu w pierwszej fazie opadania, opór powietrza jest niewielki (praktycznie nie istnieje ze względu na gęstość powietrza, która wynosi 1% gęstości przy powierzchni ziemi).

Istnieje kilka rodzajów spadochronów. Głównymi są spadochrony typu półsferycznego (powierzchnia utworzona z klinów) oraz spadochrony w formie łuku krzyżowego. Pierwszy z nich posiada pewnego rodzaju wadę. W momencie poruszania się, ciśnienie wewnątrz zaczyna wzrastać do takiego poziomu, że spadochron musi poruszać się ruchem wahadłowym, redukując nadmiar ciśnienia. Rozwiązaniem jest wycięcie otworu (~20% średnicy spadochronu). Takie rozwiązanie uniemożliwia zamocowanie liny nośnej łączącej balon ze spadochronem.

Dostosowanie rozmiaru

Wielkość spadochronu uzależniona jest od masy ładunku oraz oczekiwanej prędkości opadania. Ze względu na ograniczenia spadochronu półsferycznego, zastosowany zostanie spadochron w formie łuków krzyżowych. Zakup profesjonalnego, wyprodukowanego z powtarzalną jakością spadochronu (posiadającego certyfikat) jest rozwiązaniem słusznym głównie ze względu na możliwość odpowiedniego dostosowania wielkości oraz prędkości opadania. Komercyjny spadochron jest też wielokrotnie sprawdzoną konstrukcją, dzięki czemu można zapewnić jeszcze większy poziom bezpieczeństwa. Jednym z producentów spadochronów jest firma *Rocketman* [11] produkująca produkty specjalnie przeznaczone do lotów stratosferycznych. Głównymi cechami spadochronów *Rocketman* są:

- ❖ możliwość dostosowania prędkości opadania (pat#5472394),
- ❖ łatwo rozkładalna czasza,
- ❖ zawiera w konstrukcji liny absorbujące naprężenia,
- ❖ 4 liny mocujące zmniejszają ryzyko splątania,
- ❖ bardziej stabilne niż standardowy rodzaj spadochronów,
- ❖ posiada uchwyt mocujący linę na szczycie czaszy,
- ❖ wielokrotnie przetestowane,
- ❖ wykonane z lekkiego nylonu typu rip-stop,
- ❖ są wielokrotnego użytku.

Producent udostępnia także tabele, dzięki którym w łatwy sposób można dostosować wielkość spadochronu do wagi ładunku. Stosując się do tabeli znajdującej się na stronie producenta [11] określono wielkość spadochronu, zakładając wagę ładunku równą 1500g. W tabeli odszukano przybliżoną wagę ładunku (3.7lb = 1.67kg) Jest to waga większa od zakładanej (wartości w tabeli są przybliżone), jednak stosując większy spadochron, można nieznacznie zmniejszyć prędkość opadania (lub pozostaje margines na zwiększenie wagi). Zakładana prędkość opadania wynosi 5.4 m/s a średnica czaszy balonu to 1.2m. Waga spadochronu o podanym wymiarze wynosi 125g. Pomocną wiedzą [12] była informacja o doliczeniu ciężaru balonu do całkowitej wagi ładunku, z uwagi na to, że balon może nie ulec całkowitemu rozewaniu i dodatkowo obciąży spadochron, zwiększając prędkość spadania.

3.4.4. Rodzaj i technologia komunikacji oraz projektowanie anteny nadawczej

Charakterystyka ogólna modułu komunikacji.

Moduł komunikacji jest ściśle powiązany z komputerem pokładowym. Takie rozwiązanie pozwala na ograniczenie wagi całego układu, przyspiesza transmisję danych, zmniejsza podatność na występowanie zakłóceń w trakcie komunikacji komputer-nadajnik. Zasilanie obu układów odbywa się z jednego źródła, minimalizowane jest zjawisko promieniowania fali z okablowania zmniejszając tym samym poziom promieniowania elektromagnetycznego wewnątrz kapsuły oraz daje możliwość sterowania całym układem za pomocą jednego mikroprocesora.

Główne cechy mające wpływ na wybór technologii komunikacji kapsuły to:

1. projekt wymaga użycia technologii komunikacji zdolnej przesyłać dane na duże odległości przy relatywnie niskiej mocy nadawczej,
2. zakładana, maksymalna odległość kapsuły od powierzchni Ziemi nie przekracza 40km,
3. technologia transmisji oraz częstotliwość musi być zgodna z ograniczeniami prawnymi na terenie Polski,
4. sposób kodowania i przesyłania danych telemetrycznych musi być zgodny ze standardem APRS,
5. technologia komunikacji musi mieć niską podatność na interferencje i występowanie błędów podczas transmisji,
6. szybkość transmisji danych,
7. zastosowana antena musi odpowiadać technologii transmisji oraz posiadać akceptowalną wielkość (w stosunku do rozmiaru kapsuły).

Te podstawowe założenia, determinują technologię komunikacji jak i rodzaj użytej anteny. Wykorzystanie projektu Trackuino, pozwoliło na spełnienie zakładanych wymagań. Do przesyłania danych telemetrycznych zastosowano fale ultrakrótkie (UKF) o częstotliwości 144.800Mhz. Fale te charakteryzują się długością fali $\lambda = 2m$ a dzięki temu wybór rodzaju anteny został znacznie zawężony.

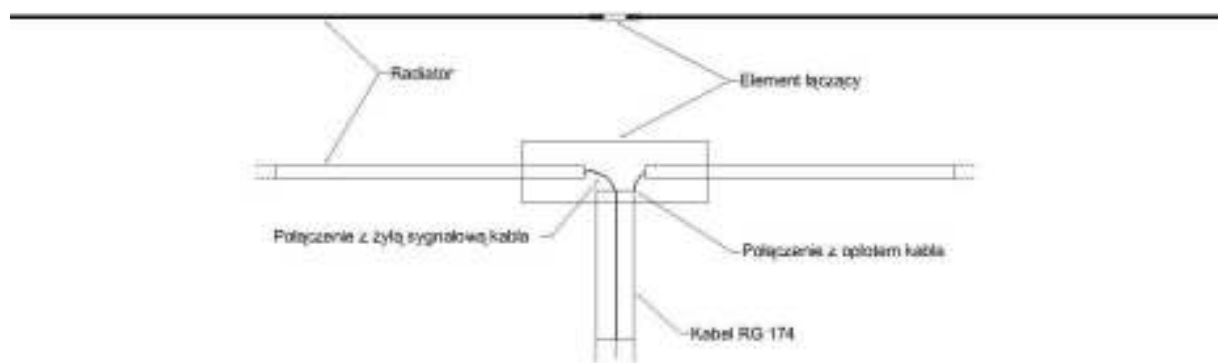
Charakterystyka i projektowanie anteny nadawczej

Podczas projektowania anteny, kierowano się powyższymi założeniami, które pozwoliły zawęzić wybór do dwóch rodzajów anten. Dodatkowym ograniczeniem jest fakt, że antena

będzie pracować w znacznej odległości od powierzchni Ziemi, co wymusza zastosowanie anteny posiadającej w swej konstrukcji *sztuczną ziemię*.

Projekt zakłada instalację anteny prostopadle w stosunku do powierzchni Ziemi (Rys. 1). Dzięki takiemu ustawieniu, uzyskana zostanie polaryzacja 90° , co pozwoli na ukierunkowanie wypromieniowanej mocy nadajnika w stronę odbiorników naziemnych. Rozwiązanie to posiada jedną wadę, odbiornik nie może znajdować się bezpośrednio pod anteną. W praktyce, znaczne rozproszenie odbiorników systemu APRS zapobiega takiej sytuacji. Prostymi w konstrukcji oraz bardzo efektywnymi antenami możliwymi do wykorzystania w projekcie są: antena dipolowa oraz antena ćwierćfalowa typu *Ground Plane (GP)*.

1. Antena dipolowa (z gr. *dipolos* - dwa bieguny) - jest najstarszą, prostą, symetryczną konstrukcją, składającą się z dwóch równolegle położonych (w jednej osi) odcinków przewodnika o długości $l = \lambda/4$ podłączonych do przewodu transmisyjnego. Zasilanie podłączone jest dokładnie w środku układu. Antena, jak i nadajnik, dopasowane są impedancyjnie (50Ω).



Rys. 9. Dipol półfalowy wraz z powiększeniem miejsca połączenia kabla RG-174 z aktywnymi elementami anteny.

Całkowita długość anteny odpowiada połowie długości fali $L = \lambda/2$ (nazywana jest wtedy dipolem pół falowym). Rozmiary anteny obliczono na podstawie wzorów: Obliczenie długości fali $[\lambda]$ dla $f = 144.800$ Mhz:

$$\lambda[m] = \frac{c}{f} \quad (3.2)$$

gdzie: λ – długość fali w [m],

c – stała prędkość rozchodzenia się fali elektromagnetycznej w powietrzu,

f – częstotliwość w [MHz].

$$\lambda[m] = \frac{300}{144.800[MHz]} = 2,0718232 [m]$$

Obliczenie długości dipola (zakładając teoretyczny współczynnik skrócenia $k = 0.96$):

$$L[m] = \frac{\lambda}{l * k} \quad (3.3)$$

gdzie: λ – długość fali w [m],

k – teoretyczny współczynnik skrócenia,

l – podział fali.

$$L[m] = \frac{2,07182}{2 * 0.96} = 0,9944751 [m]$$

Otrzymano w taki sposób długość całkowitą anteny dipolowej. Aby obliczyć długość pojedynczego ramienia dipola, należy otrzymaną długość całkowitą podzielić przez 2 ($L/2$).

$$l[m] = \frac{0,9944751}{2} = 0,497237568 [m]$$

Zaokrąglając otrzymany wynik można przyjąć, że długość każdego z przewodników tworzących dipol wynosi $\sim 49,72$ cm.

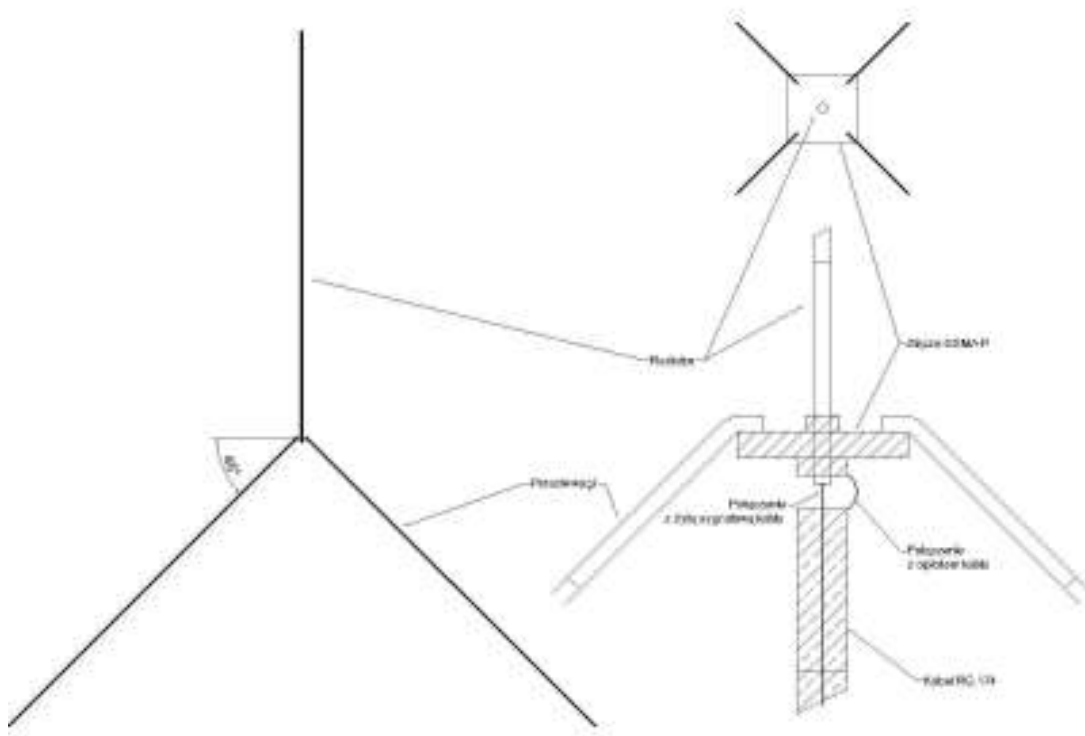
Antenę dipolową można wykonać w wersji usztywnionej lub miękkiej. Pierwsze rozwiązanie zakłada usztywnienie ramion dipola lub wykonanie go z odpowiednio twardego i sztywnego przewodnika np. drutu miedzianego o grubości ok 1.2mm.

Drugi sposób wykonania anteny, to użycie giętkiego przewodnika w izolacji. Takie rozwiązanie daje możliwość zainstalowania anteny na linkach, łączących kapsułę z modułem nośnym w przeciwieństwie do pierwszego rozwiązania gdzie antena znajdować się będzie pod kapsułą (lub montowana z boku jak na Rys. 1).

Podstawową zaletą opisywanej anteny jest łatwość konstrukcji i minimalna ilość elementów składowych. Drugą zaletą (zazwyczaj uważaną za wadę) jest brak kierunkowości. Fale elektromagnetyczne wypromieniowywane są w kształcie przybliżonym

do półkuli. Dzięki temu, podczas lotu kapsuły (gdzie występuje mocna rotacja całego układu) obniżone jest prawdopodobieństwo utraty sygnału.

2. Antena ćwierćfalowa typu *Ground Plane*. Jest to kolejny rodzaj anteny możliwy do zastosowanie w projekcie. Konstrukcja tej anteny oparta jest na zasadzie działania monopola, promiennika zasilanego *od dołu* oraz zapewnieniu mu *sztucznego uziemienia* realizowanego za pomocą czterech przeciw汪 ustawionych pod kątem 135° w stosunku do promiennika (45° w stosunku do płaszczyzny prostopadłej do radiatora przy jego podstawie)



Rys. 10. Antena ćwierćfalowa typu GP. Na rysunku przedstawiono widok ogólny oraz powiększenie.

Zasilanie anteny podawane jest między podstawą głównego radiatora a środkiem czterech przeciw汪. Radiator podłączony jest do głównej *gorącej żyły* linii transmisyjnej natomiast przeciw汪i podłączone są do opłotu ekranującego.

Długość radiatora odpowiada $1/4$ długości fali ($\lambda/4$). Długość wszystkich przeciw汪, podobnie jak promiennika odpowiada również $1/4$ długości fali (z różnicą długości do 5% w zależności od dostrojenia i sposobu mocowania przeciw汪 anteny).

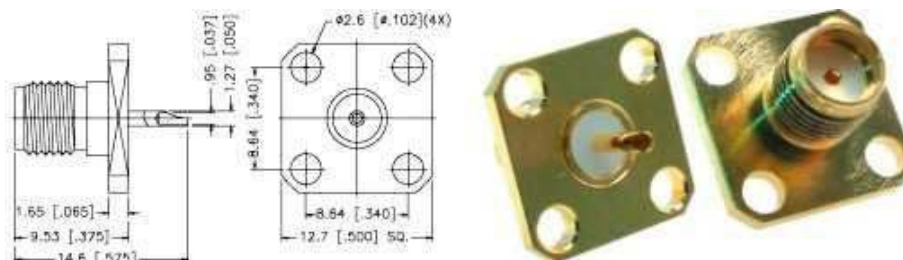
Zakładając, że antena ćwierćfalowa typu GP działać będzie na tej samej częstotliwości co dipol pół falowy, można przyjąć, że obliczenie długości radiatora (wzór **Błąd! Nie można odnaleźć źródła odwołania.**) dla omawianej anteny odpowiada długości radiatora w antenie dipolowej, czyli 49.72cm. Jest to długość równa $\lambda/4$ długości fali.

Antena ta jest bardziej skomplikowana w konstrukcji niż dipol pół falowy, podatniejsza na uszkodzenia i zmiany kształtu, co pociąga za sobą możliwość rozstrojenia anteny (podwyższenie współczynnika fali stojącej SWR negatywnie wpływa na jej efektywność). Jej gabaryty są znaczne w stosunku do wielkości kapsuły. Jest trudniejsza w strojeniu (wymagana jest zmiana długości promiennika oraz kąta nachylenia przeciwwag). Zwiększona jest także waga (więcej elementów tworzących antenę).

Głównymi cechami wyróżniającymi tę konstrukcję są: zwiększony zysk anteny, jej ukierunkowanie, lepsze wykorzystanie wypromieniowanej mocy. Dzięki tym cechom, połączenie ze stacjami naziemnymi jest stabilniejsze i mniej podatne na zakłócenia.

Wszystko w promieniu 482km (lub więcej) w stratosferze jest w zasięgu wzroku, z tego powodu proste anteny dipolowe są wystarczające dla kapsuł tam wysyłanych. [13]

Do konstrukcji obu anten jako promiennik (oraz przeciwwagi) zastosować można drut miedziany o odpowiedniej średnicy. W projekcie użyto drutu miedzianego $\varnothing 1.2\text{mm}$ oraz $\varnothing 2.1\text{mm}$. Możliwe jest także użycie drutu stalowego¹⁹ zachowującego sprężystość, jaki i swój kształt. Taki rodzaj przewodnika pozytywnie wpływa na kształt konstrukcji oraz zwiększa jej wytrzymałość na zniekształcenia i zaginanie. Dla ułatwienia połączenia anteny można zastosować wtyk SMA RP lub GSMA-P (na panel z podstawką, Rys. 11) jako bazę dla radiatora.



Rys. 11. Wtyk GSMA-P. Źródło: http://www.cyfronika.com.pl/wtyki_sma.htm

Przy konstrukcji anteny ćwierćfalowej typu GP, ułatwi to także mocowanie przeciwwag, ponieważ wtyk ten posiada płytkę z otworami, do których łatwo można je przylutować. Cha-

¹⁹ Stosowany do produkcji szprych rowerowych

rakteryzuje się także bardzo niewielką wagą i posiada odpowiednie gniazdo umożliwiające bezpośrednie podłączenie kabla RG-174.

Charakterystyka linii transmisyjnej układu komunikacyjnego

Dostosowanie odpowiedniego nośnika sygnału spełniającego rolę linii transmisyjnej jest istotnym elementem łączącym moduł komunikacji z anteną nadawczą. Dopasowanie impedancyjne kabla koncentrycznego odgrywa szczególną rolę w prawidłowym działaniu omawianego modułu mimo niewielkiej jego długości. Pierwszym elementem, dyktującym impedancję układu jest moduł nadajnika (Radiometrix HX1), którego impedancja na punkcie wyjścia wynosi 50Ω . Zaprojektowano antenę, spełniającą to wymaganie, dzięki czemu pozostało jedynie wybranie odpowiedniego medium transmisyjnego. Jego długość, wykorzystana w realizacji linii transmisyjnej, nie powinna przekraczać 1m. Kabel powinien spełniać następujące wymagania:

- ❖ jego impedancja musi wynosić 50Ω ,
- ❖ relatywny ciężar bieżącej długości powinien być jak najmniejszy,
- ❖ powinien charakteryzować się odpornością na działanie czynników mechanicznych (zginanie, skręcanie, rozciąganie,
- ❖ jego średnica powinna być jak najmniejsza zachowując odporność mechaniczną,
- ❖ powinien zawierać warstwę ekranującą,
- ❖ dopasowanie średnicy kabla musi odpowiadać średnicy otworów mocowania końcówek SMA.

Jedynym rodzajem kabla spełniającym te wymagania jest przewód typu RG-174 (Rys. 12). Odpowiada każdemu założeniu, dzięki czemu zostanie wykorzystany w projekcie. Posiada on charakterystyczną dla siebie budowę, która wpływa na sposób transmisji sygnału (w każdym z kabli o różnej budowie prąd wysokich częstotliwości przepływa inaczej) wyrażoną, jako współczynnik skrócenia kabla²⁰ k , wynoszący w tym wypadku $k = 0.66$ [14]. Współczynnik skrócenia należy wziąć pod uwagę w momencie obliczania długości kabla.

²⁰ Jest to cecha kabla podawana w katalogu producenta.



Rys. 12. Kabel RG-174 z wtykiem SMA-RP.

Wyliczenie długości kabla koncentrycznego o impedancji $Z = 50\Omega$ i długości $\lambda/2$ fali (w stopniach: 180°) dla częstotliwości 144.800 MHz dokonać można za pomocą wzorów:

Obliczenie długości jednego stopnia fali:

$$\lambda_{1^\circ} = \frac{\lambda}{360^\circ} = \frac{2,0718232}{360^\circ} = 0,00575506 \text{ [m]} \quad (3.4)$$

gdzie:

λ_{1° - długość jednego stopnia fali,

λ - długość fali dla 144.800MHz wliczona ze wzoru [3.2],

360° - okres fali, w którym wykonuje jedno pełne drgnienie ($2\pi = 360^\circ$).

Wyliczenie długości dla kabla koncentrycznego RG – 174 o współczynniku skrócenia $k=0.66$,

$$\lambda_{k180} = \lambda_{1^\circ} * 180^\circ * k = 0,00575506 \text{ [m]} * 180^\circ * 0.66 = 0,68370 \text{ [m]} \quad (3.5)$$

gdzie:

λ_{k180} – półfalowa długość kabla RG – 174,

λ_1 – długość fali dla 144.800 MHz,

180° - połowa okresu fali ($\pi = 180^\circ$).

Wyliczoną długość zaokrąglono do wartości 683 mm i przyjęto jako całkowitą długość potrzebnego kabla koncentrycznego.

Protokół komunikacyjny

Oparcie się o projekt Trackuino niejako narzuciło wykorzystanie protokołu komunikacji. Jest nim APRS²¹, globalnie wykorzystywany, otwarty system pozycjonowania urządzeń pracujących na odpowiednich częstotliwościach w sieci APRS. Jest to protokół opracowany przez Boba Bruninga i rozwijany wspólnie z grupą osób odpowiedzialnych za standaryzację i optymalizację (*APRS Working Group*). Podstawową zasadą działania systemu jest wysyłanie pakietów do wszystkich urządzeń w sieci w czasie rzeczywistym, a opiera się na wykorzystaniu połączenia częstotliwości krótkofalowych z globalnym systemem pozycjonowania (GPS) umożliwiającą na wyświetlenie pozycji stacji radiowych i innych obiektów na mapie (online). System ten różni się od innych sieci opartych na pakietach przesyłanych drogą radiową:

- ❖ udostępnia głównie mapy z informacjami dla stacji meteo, pojazdów oraz ich lokacji w czasie rzeczywistym,
- ❖ używa rodzaju komunikacji *jeden do wielu* z natychmiastowym powiadomieniem w sieci o zmianach,
- ❖ używa sposobu przekazywania pakietów zwanego digipeating²² z globalnie rozpoznawalnymi znakami wywoławczymi i nie wymaga znajomości topologii,
- ❖ stosuje *inteligentne* rozsyłanie pakietów ograniczając ruch w sieci.

Dzięki zastosowaniu tego systemu możliwe jest stworzenie systemu taktycznej komunikacji w czasie rzeczywistym opartej o urządzenia UKF. Jest to system spełniający wszystkie wymagania potrzebne w komunikacji kapsuły. W warstwie łącza używa protokołu AX25²³. System działa w ten sposób, że w momencie wykrycia urządzenia pracującego na częstotliwości 144.800MHz (rejon Europy) zostaje wykryty i *zalogowany* do sieci APRS. Następnie urządzenie tworzy połączenie (ścieżki WIDE) z najbliższymi urządzeniami zdolnymi do rozsyłania pakietów (*digipeater*). Kiedy następuje komunikacja i urządzenie wysyła sygnał, wieże lub inne urządzenia mobilne odbierają sygnał i przekazują go dalej. Pakiet trafia do bramki zwanej *iGate*, która połączona jest z Internetem, umożliwiając identyfikację i odczytanie da-

²¹ Automatic Position Reporting System – System Automatycznego Raportowania Pozycji

²² cyfrowe powtarzanie – stacja otrzymuje pakiet, przetwarza go i przesyła dalej

²³ AX.25 Amateur Packet-Radio Link-Layer Protocol

nych za pomocą aplikacji internetowej. Od ustawienia urządzenia i sieci zależy jak długo pakiet pozostaje przy życiu [15]. Dzięki takiemu sposobowi funkcjonowania, możliwe jest przemieszczanie się urządzenia bez utraty połączenia (zakładając, że posiada odpowiednią moc nadawczą, aby utrzymać połączenie z oddalonymi stacjami). Kapsuła po starcie znajduje się na znacznej wysokości, moduł komunikacji jest w *zasięgu wzroku* z odbiornikami oraz posiada odpowiednią moc (300mW). Dzięki temu możliwe jest utrzymanie połączenia przez cały czas trwania lotu. Podczas wznoszenia, sygnał z kapsuły może dotrzeć nawet do nadajników odległych o 450 km i więcej. Śledzenie kapsuły może odbywać się (dzięki globalnemu połączeniu systemu APRS) z dowolnego miejsca na świecie przez dowolną ilość obserwatorów.

Od momentu opracowania standardu, powstało wiele aplikacji wspomagających pozycjonowanie i wizualizację. Jedną z nich jest *aprs.fi*²⁴ Charakteryzuje się prostotą interfejsu, łatwością obsługi oraz rozszerzoną możliwością śledzenia urządzeń w czasie rzeczywistym. Możliwe jest także utworzenie konta pozwalającego na zapamiętanie większej liczby urządzeń. Wymagane jest do tego posiadanie aktywnego znaku wywoławczego²⁵. Ważną informacją podczas implementacji obsługi protokołu APRS jest fakt, że prędkość poruszania się urządzenia musi być wysłana w węzłach, a wysokość w stopach. Jest to narzucone przez protokół. Aplikacje obsługujące wizualizację takie jak *aprs.fi*, automatycznie przeprowadzają konwersję na prędkość w km/h oraz wysokość w metrach.

3.4.5. Moduł pozycjonowania GPS oraz modułu odzyskiwania po lądowaniu

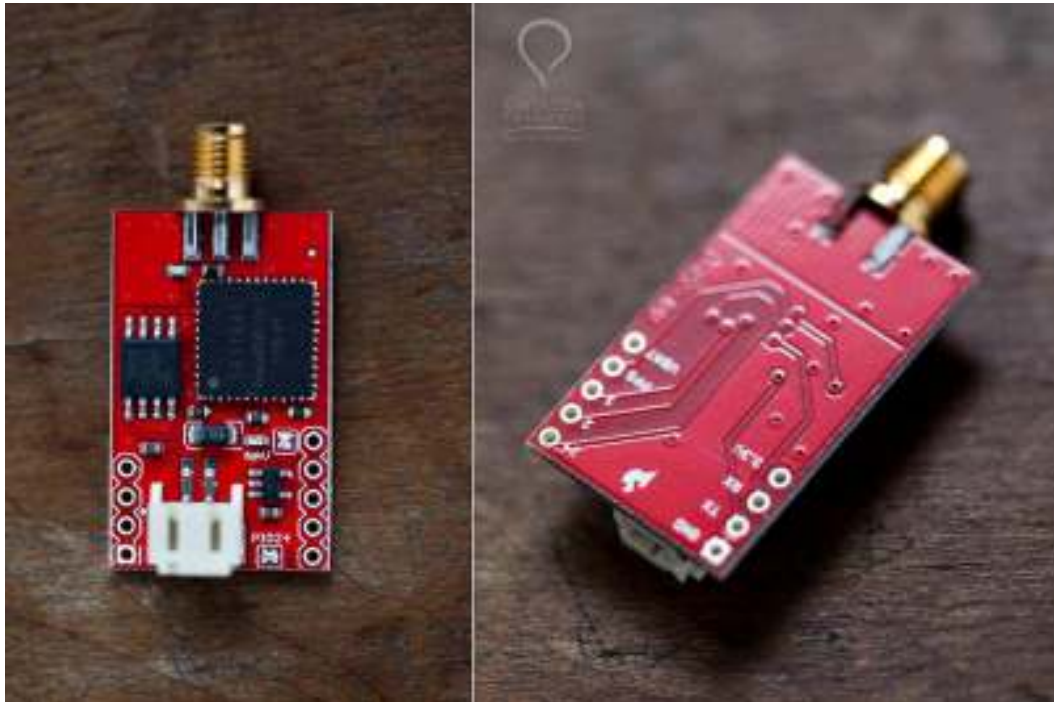
Moduł GPS

Kluczowym elementem w określaniu pozycji kapsuły jest moduł GPS. Zastosowanie sprawdzonego układu zapewni stabilną pracę całego systemu podczas lotu. Ze względu na znaczną precyzję nowych układów (nawet do 2m) większość producentów układów zmuszona została do nałożenia ograniczeń sprzętowych. Podyktowane jest to możliwością użycia prostych i tanich modułów GPS do konstrukcji systemów namierzania rakiet bojowych. Dlatego właśnie pojawiły się ograniczenia dla cywilnych wersji układów, które uniemożliwiają odbieranie sygnału powyżej 18km n.p.m. oraz kiedy układ porusza się z prędkością większą niż 515m/s. Istnieją układy odbiorników GPS mające powyższe ograniczenia, jednak różnicą

²⁴ <http://www.aprs.fi>

²⁵ Otrzymywanego po zaliczeniu egzaminu krótkofalarskiego, wydawanego przez UKE, szerzej opisane w rozdziale 3.3.1

jąką się charakteryzują jest logiczny łącznik tych ograniczeń. Tym wyróżnia się układ GPS Venus638FLPx-L [16].



Rys. 13. Venus638FLPx-L.

Jego ograniczenia są takie same, lecz łącznik logiczny między nimi to LUB. Dzięki temu, może odbierać sygnał powyżej 18km n.p.m. ponieważ nigdy w trakcie trwania lotu nie będzie poruszał się szybciej niż 515m/s. Charakteryzuje się również:

- ❖ wysoką czułością,
- ❖ prostotą konstrukcji,
- ❖ szybkością działania (20Hz),
- ❖ dokładnością (do 2.5m) i wysoką czułością,
- ❖ zabezpieczeniem przed zakłóceniami,
- ❖ działa z bezpośrednio z pasywną lub aktywną anteną (autodetekcja),
- ❖ zasilaniem na poziomie 3V,
- ❖ wbudowanymi filtrami SAW oraz LNA,
- ❖ współpracą z protokołem NMEA-0183,
- ❖ niewielka waga oraz rozmiar.

Ze względu na wyżej wymienione cechy oraz wielokrotne testowanie podczas wielu lotów, układ ten został wybrany jako element projektu. Drugim elementem potrzebnym do prawidłowego działania modułu jest antena. W projekcie wykorzystano antenę pasywną. Nie posia-

da ona zewnętrznego zasilania, przez co jest mniej czuła niż antena aktywna. Jednak cechą układu Venus GPS jest wbudowany niskoszumowy wzmacniacz sygnałowy LNA (ang. Low Noise Amplifier). Ze względu na zastosowanie kabla o długości 30cm oraz wbudowanemu wzmacniaczowi, zastosowana antena pasywna zachowała wysoką czułość. Częstotliwość pracy układu została na poziomie 1Hz. Oznacza to aktualizację położenia raz na sekundę, co jest wystarczającą wartością zapobiegającą nadmiernemu obciążaniu komputera pokładowego, oraz zmniejszającą zużycie energii.

Telefon typu smartphone, jako zapasowy system odzyskiwania po lądowaniu

Szukając urządzenia mogącego służyć jako zapasowy system pozycjonowania, położono nacisk na niezależność, odmienną formę komunikacji (niż system główny), możliwość programowania, znaczny zasięg, relatywnie długi czas działania (>4h) oraz niewielką wagę i rozmiar. Odpowiednim urządzeniem był telefon komórkowy typu *smartphone* (Iphone, lub dowolny telefon z wbudowanym modułem GPS, pracujący pod kontrolą systemu Android). Zastosowanie telefonu tego typu spełniało zakładane warunki oraz umożliwiło instalację odpowiedniego oprogramowania. Działająca aplikacja musiała sprawdzić czy telefon jest w zasięgu stacji, a jeżeli tak, to wysyłała wiadomość tekstową z aktualnymi współrzędnymi. Sieć telefonii komórkowej zaprojektowana jest w ten sposób, że sygnał tracony jest na wysokości ~650m. Powyżej tej wartości nie można używać częstotliwości GSM do transmisji danych. Telefon, tracąc zasięg, musiał przejść w stan uśpienia oczekując na ponowne odzyskanie zasięgu, co ogranicza zużycie baterii. Przy zastosowaniu odpowiedniej aplikacji możliwe jest również identyfikowanie pozycji bezpośrednio na mapie online. Jedną z opcjonalnych aplikacji była *Search4Me* przeznaczona dla telefonów na systemie Android. Pozwala ona na ustalenie ilości wysyłanych wiadomości oraz ustalenia ich odbiorców. Umożliwia także opóźnienie wysyłania wiadomości [17]. Ze względu na możliwość lotu i lądowania kapsuły w terenie niepokrytym zasięgiem sieci z możliwością przesyłania pakietów danych (UMTS, EDGE) nie zastosowano aplikacji wysyłającej pozycję telefonu, stosując wymienione technologie. Wykorzystanie aplikacji wymagającej połączenia internetowego niesie ze sobą większe ryzyko utraty połączenia niż użycie aplikacji niewymagającej Internetu.

3.4.6. Moduł rejestrujący foto-video

Moduł wizualnej rejestracji lotu w założeniach projektowych, powinien w trakcie trwania misji przechwytywać zdjęcia otoczenia jak i rejestrować trasę lotu w postaci filmu. Do realizacji tego założenia użyte zostały dwa aparaty fotograficzne. Wykorzystane aparaty muszą posiadać wymagane cechy:

1. niska waga netto (bez baterii) oraz niewielkie rozmiary obudowy,
2. opcja rejestracji filmów o stosunkowo niewielkim rozmiarze z zachowaniem akceptowalnej jakości (minimalna rozdzielczość filmu powinna wynosić 640x480 pikseli),
3. niski pobór prądu, zapewniając tym samym możliwość ciągłej pracy przez minimum 2 godziny,
4. możliwość instalacji alternatywnego oprogramowania²⁶ sterującego z opcją programowania skryptowego,
5. minimalna rozdzielczość tworzonych zdjęć – 6 megapikseli,
6. zasilanie ogniwami typu AA,
7. obsługiwana karta pamięci typu SD,
8. niska cena zakupu pojedynczego aparatu.

Powyższe założenia spełniały jedynie aparaty fotograficzne firmy Canon. Jako jedyne dają możliwość instalacji alternatywnego oprogramowania w pamięci operacyjnej aparatu, dzięki czemu można wykorzystać zewnętrzne skrypty do kontroli funkcjonowania urządzenia.



Rys. 14. Aparaty Canon A470 i karty SD 8GB Kingston.

Z wielu możliwych opcji wybrany został aparat fotograficzny Canon A470. Posiadał wszystkie wymagane cechy narzucane przez projekt. Do realizacji projektu użyto dwóch sztuk urządzeń.

²⁶ Inne niż fabrycznie instalowane oprogramowanie (firmware) rozszerzające funkcje aparatu o dodatkowe możliwości.

Zainstalowanie obu aparatów w kapsule – pierwszym w dół, na dolnej ścianie kapsuły, drugi skierowany w bok (90° w stosunku do pierwszego aparatu) na bocznej ścianie, zapewniło większe pokrycie rejestrowanego obszaru (Rys. 4). Kartami pamięci wybranymi jako nośniki zapisywanej treści, były karty Kingston typu SD o pojemności 8 GB. Prędkość zapisu oraz ich pojemność zapewniały bezpieczną rejestrację obrazu przez ponad dwie i pół godziny lotu. Pojemność została dobrana tak, aby zapewnić znaczny zapas pojemności w razie zwiększenia częstotliwości zapisu lub wydłużeniu czasu lotu.

Dostępnym, alternatywnym oprogramowaniem rozszerzającym funkcje aparatu jest otwarty projekt CHDK²⁷. Daje on w szczególności możliwość programowania skryptowego, dzięki temu, że zawiera uproszczoną i zmodyfikowaną wersję interpretera uBASIC. Natywne skrypty (CHDK) obsługujące funkcje aparatu pisane są w języku LUA²⁸, który charakteryzuje się prostotą oraz wydajnością pisanego kodu [18]. Upewniono się, że projekt jest kompatybilny z oryginalnym fabrycznym oprogramowaniem aparatu (A470: 1.01b). Instalację CHDK przeprowadzono zgodnie ze schematem opisanym na stronie projektu [19]. Mimo zgodności aparatu z alternatywnym oprogramowaniem, wystąpiły problemy podczas prób kontroli podstawowych funkcji aparatu (za pomocą komend w języku LUA). Wymusiło to zastosowanie innego środowiska.

Wybrany projekt był *Stereo DataMaker* (SDM). Przeznaczony jest on do tworzenia obrazów stereo za pomocą dwóch aparatów fotograficznych. Oparty jest również o projekt CHDK oraz uBASIC łącząc je w funkcjonalny pakiet z możliwością programowania skryptowego na wyższym poziomie, udostępniając gotowe funkcje sterujące aparatem fotograficznym. Posiada także użyteczne i funkcjonalne menu (podczas pracy na aparacie fotograficznym) rozszerzające podstawowe możliwości aparatu oraz pozwalające na dodatkową, wstępną konfigurację opcji [20]. Programowanie skryptu zrealizowane zostało za pomocą języka BASIC (.BAS). Po przeprowadzonych testach wstępnych, aparat reagował w oczekiwany oraz stabilny sposób. Potwierdzono również działanie wymaganych funkcji potrzebnych do realizacji skryptu.

Aby wydłużyć czas pracy aparatów oraz zapewnić możliwość zapisywania zdjęć jak i filmów na obu urządzeniach równocześnie, opracowano skrypt pozwalający na określenie schematu rejestrowanych treści:

²⁷ Canon Hack Development Kit

²⁸ Język skryptowy zaimplementowany, jako biblioteka języka C.

1. pauza 10 sekund,
2. seria 5 zdjęć w odstępach 5 sekundowych,
3. pauza – 5 sekund,
4. nagranie 30 sekund filmu,
5. powrót do punktu nr 1.

Skrypt zawiera możliwość ustawienia wartości domyślnych o ilości wykonywanych zdjęć, długości trwania pauzy jak i długości nagrywanego filmu. Obsługiwana jest również opcja ustawienia opóźnienia wyzwalanego skryptu, przez ustawienie godziny uruchomienia. Po wystartowaniu skryptu aparat przechodzi w tryb uśpienia, po czym w ustalonej godzinie, następuje uruchomienie skryptu. Wymuszone jest to koniecznością fizycznej instalacji aparatów w kapsule. Ich ułożenie, ze względu na małe rozmiary kapsuły, nie daje możliwości wizualnej kontroli ustawianych opcji po ich osadzeniu w przegrodach. W trakcie działania, wyłączany z poziomu skryptu jest również ekran podglądu (aparat Canon A470 nie zapewnia natywnej możliwości wyłączenia tylnego ekranu podglądu w trakcie przechwytywania obrazu, co negatywnie wpływa na zużycie energii elektrycznej). Po przeprowadzonych testach na omawianym urządzeniu, stwierdzono również, że optymalnym sposobem na całkowite wyłączenie tylnego ekranu podglądu (niepotrzebnego w trakcie lotu) jest instalacja odpowiednio wtyku (typu Jack) w gnieździe wyjścia Video na bocznym panelu aparatu.

3.4.7. Zasilanie modułów

Źródło zasilania jest kolejnym kluczowym elementem. Energia potrzebna do poprawnego funkcjonowania wszystkich układów musi być dostarczana bez przerwy, zachowując wymagany poziom z odpowiednią nadwyżką. W tak ekstremalnych warunkach, jakie panują w stratosferze, popularne, szeroko dostępne źródła zasilania przestają funkcjonować. Utrzymując nawet optymalną temperaturę wewnątrz kapsuły, układ zasilania musi być przygotowany na wystąpienie nagłych zmian środowiskowych. Skrajnie niska temperatura mocno obniża sprawność standardowych baterii.

Dla źródła zasilania projekt narzuca następujące wymagania:

- ❖ możliwość dostarczania energii w skrajnych przedziałach temperatur (od -50°C do $+50^{\circ}\text{C}$),
- ❖ ogniwa utrzymać muszą stabilny poziom dostarczanej energii niezależnie od zmian obciążenia i warunków zewnętrznych,
- ❖ możliwość skalowania poziomu dostarczanego napięcia (od 3V do 9V),

- ❖ niewielka całkowita waga ogniwa,
- ❖ pakiet ogniw musi charakteryzować się relatywnie niewielkimi rozmiarami,
- ❖ niska cena pojedynczego ogniwa.
- ❖ pojedyncze ogniwo musi posiadać dużą pojemność.

Wszystkie dostępne powszechnie ogniwa nie spełniają tych założeń. Mimo częściowego ich spełniania, głównym problemem ograniczającym ich zastosowanie jest zakres temperatury pracy, szczególnie jego dolna granica (zazwyczaj wynosząca 0°C lub maksymalnie -20°C) oraz skalowalność. Ogniwem w pełni spełniającym powyższe wymagania jest *Energizer Ultimate Lithium* typu LR06/AA (Rys. 15). Są to litowe ogniwa o niewielkim ciężarze (14,5g,



Rys. 15. Bateria *Energizer Ultimate Lithium* oraz pojemniki łączące je w pakiety.

co odpowiada w przybliżeniu połowie wagi standardowej baterii), utrzymujące stabilną wydajność w szerokiej rozpiętości temperatur pracy (-40°C do +60°C). Nominalne napięcie pojedynczego ogniwa wynosi 1.5V, dzięki czemu w łatwy sposób można skalować napięcie pakietu - dodając kolejne ogniwa. Średnia pojemność przy obciążeniu ~1000mA wynosi ~3000mAh a maksymalne ciągłe obciążenie (pojedynczego ogniwa) może sięgać 3A [21]. Baterie o takich właściwościach idealnie nadają się do wykorzystania w projekcie dając pewne źródło energii. Utrzymując sprzyjającą dla ogniw temperaturę wewnątrz kapsuły i odpowiednie ich odizolowanie, pozostaje nadal duży margines na pojawienie się niesprzyjających warunków, zapewniając prawidłową pracę podczas lotu. Projekt zakładał następujący sposób organizacji pakietów oraz wymagane napięcie modułów:

1. komputer pokładowy z modułem nadawczym: 7.5V – 12V (w praktyce optymalnie 9V)

$$6 * 1.5 V = 9V$$

2. licznik Geigera-Mullera: 3V

$$2 * 1.5V = 3V$$

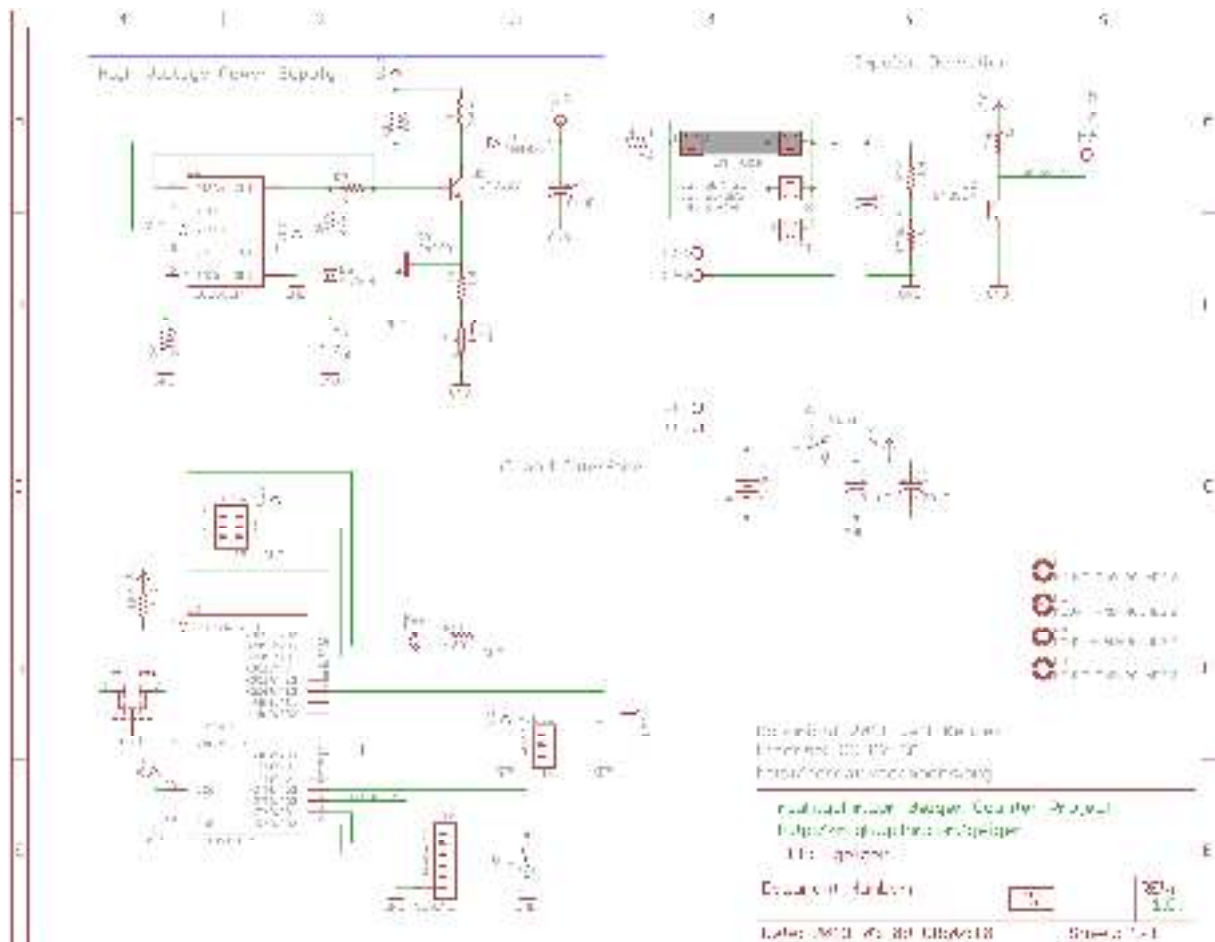
3. dwa aparaty A470 (2x2): 3V każdy

$$2 * 1.5 V = 3V \text{ każdy}$$

Całkowita liczba ogniw wynosiła 12, dając sumaryczną wagę 174g. Dla porównania, waga wysokiej jakości ogniwa niklowo-wodorkowego (Ni-MH) Sanyo Eneloop (o mniejszej pojemności) w takiej samej ilości, dawałoby sumaryczną wagę pakietów 327g [22]. Jest to blisko, o połowę więcej niż waga wykorzystanych ogniw, co znacząco wpłynęłoby na wagę kapsuły. Pakiety baterii umieszczono w koszach o odpowiadającej ilości ogniw oraz zabezpieczono je w pokrowcach termoizolacyjnych.

3.4.8. Moduł rejestracji promieniowania – licznik Geigera-Mullera

Wykorzystany w projekcie układ (MightOhm Geiger Counter, Rys. 16) pozwala na zliczanie ilości impulsów (z podsumowaniem na sekundę, minutę i godzinę), przeliczanie dawki promieniowania ($\mu\text{Sv/h}$) i przesyłania tych danych złączem typu *serial*. Posiada także możliwość podłączenia do wyjścia zewnętrznego urządzenia zliczającego, na którym podawane są *surowe*, nieprzetworzone impulsy.



Rys. 16. Schemat poglądowy układu licznika Geigera-Mullera. Źródło: mightyohm.com/geiger

Licznik kontrolowany jest za pomocą układu Atmega Atiny 2313V, timer'a 555 oraz oscylatora 8Mhz [23]. Decyzja o wykorzystaniu tego projektu, spośród wielu innych, podyktowana była możliwością zastosowania dostępnych tub Bob-33 oraz łatwym dostępem do wymaganych części. Projekt był przemyślany, dobrze udokumentowany i posiadał licencję Open-Source. Dodatkową zaletą była także niewielka całkowita waga oraz rozmiar modułu.

Głównym powodem instalacji licznika Geigera-Mullera w kapsule jest możliwość zarejestrowania promieniowania kosmicznego pierwotnego oraz analiza zależności między wysokością n.p.m. a poziomem promieniowania.

Sposób działania

Działanie licznika Geigera-Mullera polega na wychwytywaniu promieniowania beta i gamma (na takie pozwala tuba GM - Bob33) i przetwarzaniu go na charakterystyczne sygnały dźwiękowe i świetlne (błyski diody LED). Głównym elementem układu jest tuba Geigera Mullera (Rys. 17). Jest to rura (zazwyczaj szklana) wypełniona gazami (przeważnie helem lub argonem).

Różnica potencjału utworzona jest między znajdującym się wewnątrz metalowy drutem (anoda, dodatni ładunek) a zewnętrzną powłoką tuby (katoda, ujemny ładunek). Potencjał zachowany między dwoma przewodnikami nie jest wystarczający, aby rozbić molekuly gazu i doprowadzić do przenoszenia elektronów. Kiedy wiązka promieniowania przechodzi przez tubę, jonizuje atomy gazu oddzielając od nich elektrony tworząc ścieżkę dla pozostałych elektronów, które mogą przechodzić w kierunku anody. Elektrony na swojej drodze napotykają kolejne cząstki gazu wzbudzając je. Atomy powracają jednak w ciągu nanosekund do swojego wyjściowego stanu emitując wiązkę elektromagnetyczną. Tak wzbudzone atomy tworzą reakcję łańcuchową. Utworzone jony rozładowują tubę Geigera-Mullera tworząc charakterystyczny impuls. Zneutralizowany gaz nie dopuszcza do kolejnych wyładowań. Czas powrotu gazu do stanu równowagi a tym samym do możliwości wykrycia kolejnej cząstki nazywany jest *martwym okresem*. Jest on cechą tuby a jego długość określona została w charakterystyce dostarczonej wraz z elementem. Tak w pewnym uproszczeniu działa licznik GM.



Rys. 17. Tuba Geigera Mullera BOB-33.

Wykrywalność promieniowania

Istnieją trzy główne typy promieniowania. Alfa, beta i gamma. Cząsteczki alfa są najslabsze i nie są w stanie przebić się nawet przez zwykłą kartkę papieru. Cząsteczki beta mogą penetrować jedynie bardzo cienkie powłoki metalowe. Natomiast gamma mogą przebić się przez grubsze powłoki z metalu. Wszystkie rodzaje promieniowania posiadają także swoje energie. Slabsze cząsteczki gamma mogą posiadać podobną moc penetracji jak w przypadku alfa czy beta. Przy cząstkach posiadających słabą energię (poniżej 40 keV) znaczny wpływ na wykrywalność ma powierzchnia i czułość tuby oraz jej położenie. Jednak cząsteczki pochodzące z odległych części kosmosu mają zazwyczaj energię większą niż 1 GeV. Ze względu na możliwości detekcji jedynie cząstek beta i gamma przez tubę Bob-33, jest ona mniej czuła na slabsze energetycznie cząstki. Dodatkowo jej pozycja nie jest ważna w trakcie lotu. Daje to możliwość zarejestrowania głównie wysokoenergetycznych cząstek pochodzących z odległych części kosmosu.

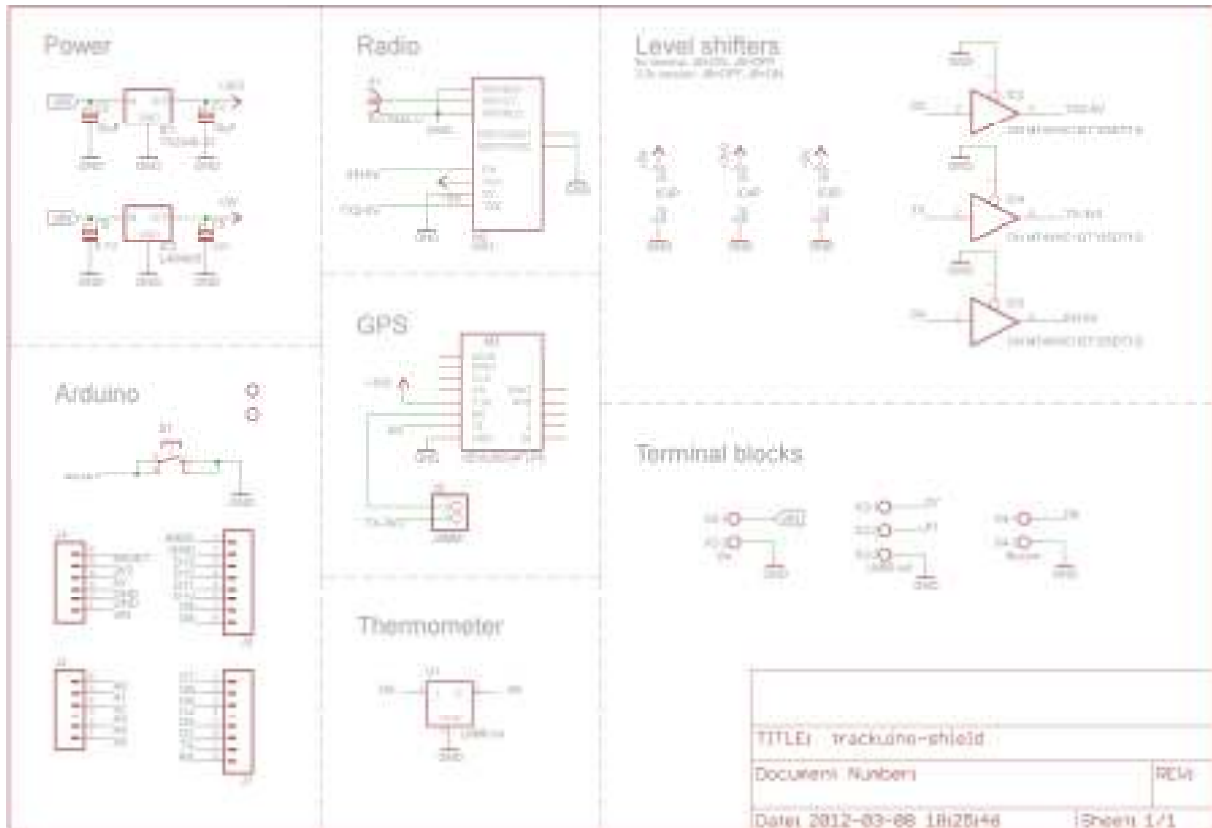
Zbudowany układ jest konstrukcją bardzo uproszczoną. Pozwala na zarejestrowanie obecności cząstki. Nie daje jednak możliwości zarejestrowania ani jej energii, ani kierunku. Aby

możliwe było zarejestrowanie takich cech, potrzebne są wielowarstwowe układy (macierze) tub. Dzięki odpowiedniej konfiguracji i oprogramowaniu, można zmierzyć kierunek oraz przybliżoną wartość energetyczną cząstki. Tak utworzony detektor jest bardziej precyzyjny niż zbudowany układ licznika, ale jego waga, poziom skomplikowania oraz fakt, że układ jest w ciągłym ruchu i brak jest punktu odniesienia do kierunku nadchodzącej cząstki, nie nasuwa konieczności użycia go w omawianej pracy.

3.4.9. Moduł komputera pokładowego

Projekt komputera pokładowego jest oparty na układzie Arduino. Dzięki temu cała funkcjonalność układu była realizowana przez procesor Atmega. Nakładka zawiera połączenia modułu komunikacji (Radiometrix) oraz układu GPS (Venus GPS). Zawiera także wyjścia sygnałowe oraz wejścia, do których zainstalowano czujniki zewnętrzne i wewnętrzne (termometry oraz głośnik piezoelektryczny). Wykorzystanie projektu Trackuino pozwoliło na szybką realizację sprawdzonego układu dającego szerokie możliwości skalowania funkcjonalności. Głównym ograniczeniem jest jednak sam układ Arduino Uno posiadający jedynie jedno złącze typu serial. Złącze to obsługuje komunikację z modułem GPS. Taka sytuacja uniemożliwia współpracę układu z innymi urządzeniami przekazującymi dane za pomocą złącza serialowego. Wymaga to użycia emulowanego portu na cyfrowych wejściach ~PWM. Niestety, wydajność i implementacja obsługi funkcji emulacji przez bibliotekę SoftSerial jest wadliwa. Wykorzystanie usprawnionej biblioteki NewSoftSerial poprawia w niewielkim stopniu wydajność, ale ze względu na znaczne wykorzystanie procesora przez funkcje obsługujące komputer pokładowy i moduły komunikacji, pozostaje znikoma ilość zasobów zdolnych obsłużyć przychodzące dane. Emulacja portu serialowego pochłania prawie 100% czasu procesora. Utrudnia to prawidłową komunikację z modułem licznika Geigera Mullera. Również sposób działania biblioteki i sposób obsługi przerw, w znacznym stopniu koliduje z wykonywanymi obliczeniami na procesorze. W momencie uruchomienia usługi emulacji portu typu serial na dodatkowych wejściach cyfrowych, przerywane są wszystkie wykonywane czynności na procesorze, zapewniając płynność obsługi portu. Emulacja nie zapewnia buforowania, co znacznie utrudnia synchronizację przesyłanych danych oraz przekazywania ich do tworzenia ramki APRS. Jednym z rozwiązań mogło być użycie układu Arduino Mega posiadające aż pięć sprzętowo obsługiwanych portów serialowych. Wymagałoby to całkowitego przeprojektowania układu ze względu na inny sposób wyprowadzenia portów. Układ Mega charakteryzuje się także większą wagą w stosunku do układu Uno oraz dwukrotnie większymi rozmiarami. Zdecydowano, iż realizowany będzie moduł komputera pokładowego za pomocą

układu Arduino Uno R3. Przedstawiony rysunek (Rys. 18) pokazuje sposób połączeń elementów z głównym procesorem układu Arduino.



Rys. 18. Schemat poglądowy układu komputera pokładowego. Źródło: trackuino.org

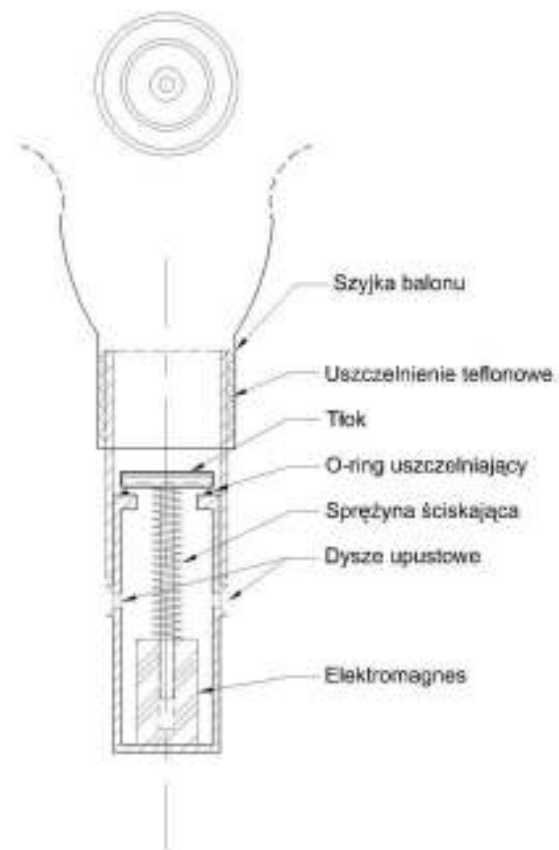
Wykorzystano dwa regulatory napięcia. Spełniają one dwie funkcje: dostarczają napięcia 5V i 3.3V do układów oraz dzięki wydalaniu ciepła, podgrzewają laminat. Utrzymanie stabilnej temperatury jest istotne szczególnie dla układu Radiometrix HX1. Charakteryzuje się on niestabilnością w utrzymywaniu częstotliwości w trakcie zmiany temperatury układu. Układ pracuje na częstotliwości dokładnie 144.800MHz. Kiedy zmienia się temperatura, następuje dryfowanie częstotliwości, co negatywnie wpływa na stabilność połączenia ze stacjami naziemnymi. Jest szczególnie wrażliwy na niskie temperatury. Im jest niższa tym następuje mocniejsze odejście od zadanej częstotliwości. Ważne jest zapewnienie temperatury (optymalnie) minimalnej 0°C. Poniżej tej granicy układ znacznie się rozstraja. Na płycie układu osadzono również czujnik temperatury wewnętrznej. Wskazuje on temperaturę w pobliżu układu. Drugi termometr wyprowadzony jest na zewnątrz kapsuły. Dzięki temu możliwy jest pomiar temperatury otoczenia oraz porównując dane z obu termometrów, ustalać można różnicę temperatur między dwoma ośrodkami. Wyprowadzone gniazdo umożliwia osadzenie modułu GPS. Jest on dokładniej opisany w rozdziale 3.4.5. Moduł komputera pokładowego jest oparty na laminacie dwustronnym pozwalając tym samym na zmniejszenie rozmiarów

oraz utrzymaniu relatywnie krótkich ścieżek, co ma znaczenie przy przesyłaniu sygnałów wysokich częstotliwości. Poprawna praca komputera i modułu komunikacji oparta jest w znacznym stopniu na właściwej synchronizacji sygnału odpowiedzialnego za modulację fali elektromagnetycznej.

3.4.10. Moduł redukcji gazu nośnego - analiza teoretyczna

Wszystkie loty balonów bezzałogowych do stratosfery posiadają wiele wspólnych cech. Posiadają także wspólne wady. Jedną z nich jest jednorazowe użycie balonu oraz zawartego w nim gazu. Ze względu na to, że balon ulega zniszczeniu na pewnej wysokości, nie jest możliwe (w standardowej realizacji) odzyskanie ani balonu ani gazu nośnego. Wychoząc naprzeciw temu problemowi przeprowadzono analizę możliwości. Z fizycznego punktu widzenia nie ma możliwości odzyskania gazu nośnego. Nie istnieje miejsce w przestrzeni należącej do układu modułu nośnego, które mogłoby zachowując tę samą objętość gazu oraz jego stan skupienia, zmagazynować go i zmniejszyć jego wyporność. Zachowując założenie, że nie użyto zewnętrznej energii do kompresji gazu lub zmiany jego stanu skupienia, co w rozmiarach rozpatrywanego projektu jest technicznie niewykonalne (biorąc pod uwagę stosunek kosztów do rezultatów). Teoretycznie istnieje możliwość odzyskania balonu meteorologicznego (występuje nadal pewne ryzyko uszkodzenia balonu podczas lądowania lub naruszenia struktury powierzchni podczas fazy, kiedy balon jest znacznie powiększony).

Reduktor objętości gazu nośnego²⁹ to projekt urządzenia mocowanego w szyjce balonu meteorologicznego. Schemat poglądowy pokazano na Rys. 19. Zasada jego działania polega na otwieraniu zaworu ciśnieniowego, który redukuje ilość gazu w balonie do odpowiedniej ilości. Pozwala to na zmniejszenie ciągu balonu do momentu, kiedy zacznie opadać, zachowując określoną prędkość. Na podstawie impulsów pochodzących z komputera pokładowego



Rys. 19. Poglądowy rzut reduktora objętości gazu.

²⁹ Opracowanie własne.

sterujących zaworem, można zredukować prędkość opadania do takiego poziomu, aby kapsuła zachowywała się tak, jak podczas opadania z użyciem spadochronu.

Reduktor jest dwuczęściowy. Pierwsza tuleja służy jako zakończenie i punkt mocowania szyjki balonu oraz dysza mocująca zakończenie węża doprowadzającego gaz podczas napełniania balonu. Druga część to tuleja zawierająca dysk uszczelniający na trzonie, opierający się o brzegi tulei (uszczelnionej o-ring'iem³⁰), połączony z elektromagnesem sterującym. Obie tuleje posiadają odpowiedni gwint umożliwiający połączenie ich, aby utworzyć szczelny układ.

Schemat sekwencji działania skryptu:

1. impuls sterujący dociera do elektromagnesu,
2. elektromagnes podnosi pierścień uszczelniający osadzony na trzonie (dociskany sprężyną zwrotną),
3. nadmiar gazu zostaje odprowadzony przez szczeliny znajdujące się w obudowie reduktora pod pierścieniem uszczelniającym. Gaz odprowadzany jest przez dysze po bokach tulei,
4. ilość gazu zredukowana jest impulsowo, do momentu, kiedy prędkość opadania kapsuły będzie odpowiadała bezpiecznej i skutecznej prędkości opadania. Pomiar dokonywany jest w komputerze pokładowym na podstawie informacji pochodzących z modułu GPS.

W razie problemów podczas fazy opadania, komputer pokładowy połączony z modułem odcinania (lub na podstawie komunikatów sterujących od operatora na Ziemi), mógłby dokonać awaryjnego odcięcia balonu, pozostawiając jedynie wolną kapsułę opadającą na spadochronie. Przeszkodą techniczną może być okablowanie doprowadzające impulsy do reduktora oraz modułu awaryjnego odcinania. Istnieje ryzyko zaplątania się okablowania w linkach nośnych. Jedno z rozwiązań to instalacja bardzo lekkich oraz miękkich kabli w środku obrotu układu.

³⁰ O-ring - uszczelka pierścieniowa

Tabela 2

Podsumowanie cech reduktora gazu	
Zalety	Wady
<ol style="list-style-type: none"> 1. Teoretycznie pozwala na użycie balonu więcej niż jeden raz. 2. Stosunkowo prosty w konstrukcji. 3. Wielokrotnego użytku. 4. Daje możliwość regulacji prędkości opadania lub ustalenia stanu neutralnego wyporu³¹. 5. Tani (w stosunku do ceny zakupu nowego balonu). 6. Szybki w montażu. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Możliwe zaplątanie się okablowania w linkach nośnych. 2. Dodatkowy ciężar. 3. Wymagane dodatkowe zasilanie. 4. Może ulec uszkodzeniu w trakcie wznoszenia uwalniając gaz nośny.

3.5. Symulacja trasy lotu i analiza warunków meteorologicznych

Ze względu na ciągłe zmiany warunków atmosferycznych, dzień oraz miejsce startu powinny zostać ustalone w oparciu o wykonane predykcje trasy lotu na podstawie danych o wiatrach z *Global Forecast System (GFS)*³². Występujące wiatry w niższych częściach atmosfery, mają znaczny wpływ na trasę lotu. Próba ustalenia przewidywanej trasy, miejsca oraz wysokości, na której balon ulega rozerwaniu jak i miejsca lądowania, ułatwia późniejsze śledzenie kapsuły wraz z porównywaniem odchylenia planowanej oraz rzeczywistej trasy. Ze względu na sposób obliczania modelu pogodowego, dokonanie predykcji możliwe jest ze 180-godzinnym wyprzedzeniem. Do przeprowadzania predykcji użyto narzędzia dostępnego pod adresem <http://habhub.org/predict/>. Jest to aplikacja (on-line) umożliwiająca określenie miejsca startu (oraz wysokości względnej, na jakiej się znajduje), czasu startu (UTC), prędkości wznoszenia oraz opadania, maksymalnie osiągalnej wysokości. Dzięki tym danym oraz dostępowi do globalnego modelu pogodowego (w szczególności numerycznemu modelowi wiatrów) można z pewnym prawdopodobieństwem określić miejsce pęknięcia balonu oraz miejsce lądowania. W wygodny sposób zaznaczyć można bezpośrednio na mapie miejsce startu. Na tej podsta-

³¹ Stan, w którym kapsuła nie opada ani się nie wznosi. Możliwe jest dryfowanie kapsuły (pożądane w pewnych sytuacjach)

³² Globalny System Prognozowania obejmujący prognozę pogody w formie modelu numerycznego, obsługiwany przez Amerykańską Narodową Służbę Oceaniczną i Meteorologiczną (NOAA)

wie, aplikacja ustala siatkę modelu, brana pod uwagę w czasie obliczeń. Dokonano symulacji lotu (na dzień 02-03-13), przykładowym miejscem startu był plac ratuszowy w Nowym Sączu (N49.6248/E20.6926) a trasa pokazana została na Rys. 20.



Rys. 20. Symulacja trasy lotu kapsuły. Miejsce startu: Nowy Sącz, plac ratuszowy.

Symulacja trasy pokazała, że miejscem lądowania jest północno-wschodnia część Słowacji. Nie jest to odpowiednia pozycja lądowania z powodu przekroczenia granicy państwa przez kapsułę. Sytuacja, kiedy następuje naruszenie przestrzeni powietrznej obcego państwa, regulowana jest innym zakresem prawnym, niż opisany w zezwoleniu udzielanym przez PAŻP. Przewidywane miejsce lądowania jest także niedogodne z powodu znacznej odległości od miejsca startu (~145km) i znajduje się na terenie sąsiadującego państwa. Również bliska odległość trasy przelotu od gór skalistych, tworzy ryzyko lądowania w takim terenie. Fakty te utrudniają proces odzyskiwania kapsuły i poważnie podnoszą ryzyko jej utracenia. Ponowne wykonanie symulacji, z miejscem startu, w okolicy miejscowości Szczucin (N50.3174/E 21.1487).



Rys. 21. Symulacja trasy lotu kapsuły. Miejsce startu: okolice miejscowości Szczecin.

Odległość lądowania wynosi ~ 150 km od miejsca startu i znajduje się na terenie Bieszczadzkiego Parku Narodowego. Ponownie, odległość oraz miejsce lądowania znacznie utrudniają odzyskanie kapsuły. W obu przypadkach czas lotu wynosi ~ 2.5 h. Prawdopodobieństwo występowania wiatrów o znacznym wpływie na trasę lotu jest zwiększone w okresie zimowym oraz wiosennym. Sugerowanym terminem, sprzyjającym realizacji lotu jest okres wiosenny, gdzie nie występują znaczne różnice temperatur a wiatry nie są mocno nasilone. Odpowiednią symulację należy wykonać minimum 7 dni przed planowanym startem oraz w godzinie poprzedzającej uwolnienie balonu.

Kolejną możliwą do wykorzystania aplikacją, podczas śledzenia lotu kapsuły, jest HabTracker dostępny na telefony działające na systemie Android. Aplikacja jest znacznie rozbudowana, umożliwia symulację trasy lotu w czasie rzeczywistym na podstawie danych z NOAA (oraz wyświetlanie jej na mapie), śledzenie kapsuły w czasie rzeczywistym (na podstawie pakietów APRS pobranych z aprs.fi) oraz ustalanie trasy do miejsca lądowania [24]. Jest to jednak aplikacja eksperymentalna, w fazie testowania.. Obie aplikacje wymagają dostępu do Internetu, jednak ze względu na znaczne pokrycie terenu sieciami komórkowymi umożliwiającymi korzystanie z połączenia internetowego, nie stanowi to problemu.

3.6. Analiza założeń projektowych identyfikacji wizualnej

3.6.1. Nazwa projektu w globalnej identyfikacji charakteru misji

Nazwa projektu nie jest przypadkowa. Autorzy pracy wybrali nazwę *Gwiazda Południa*, która charakteryzuje ją w sposób niejednoznaczny, ale łatwy do zrozumienia. *Gwiazda*, jako widzialny element nocnego nieba sugeruje punkt, a tak widziany jest wznoszący się balon z powierzchni Ziemi, oraz miejsce docelowe misji (*niebo*). *Południe* (południowa część Polski) określa miejsce powstania projektu. Obrana nazwa jest także wspólna z jednotomową powieścią Juliusza Verne'a z cyklu *Niezwykłe podróże*. Jest to także nazwa dużego, brazylijskiego diamentu (129kr) wyjątkowego i cennego, podobnie jak doświadczenie zdobyte podczas realizacji projektu. Również pierwszy Polski projekt lotu największego (dotychczas na tamte czasy) balonu stratosferycznego nosił nazwę *Gwiazda Polski*. Odpowiednia, łatwa do zapamiętania nazwa pozwala na identyfikację w mediach oraz Internecie. Umożliwia łatwe zapamiętanie i powiązanie projektu, co znacząco wpływa na skuteczność działań marketingowych.

3.6.2. Infografiki, szkice techniczne oraz logo, jako element warstwy wizualnej

Na potrzeby projektu „Gwiazda Południa” stworzono elementy identyfikacji wizualnej potrzebne do promocji projektu oraz prezentacji zagadnień (infografiki). Głównym elementem charakteryzującym i identyfikującym projekt był logotyp. Powstała także strona www, opisująca w przystępny sposób proces tworzenia projektu, zawierająca opisy, zdjęcia i filmy jak i krótkie relacje z wydarzeń podczas trwania projektu.

Zakładano, aby wszystkie infografiki posiadały wspólne cechy graficzne, charakteryzowały się łatwością interpretacji prezentowanych danych lub informacji, oraz musiały posiadać ciekawą szatę graficzną. Aby utrzymać graficzną spójność projektu, każda infografika powinna nawiązywać do pozostałych stylem i charakterem. Poglądowe szkice techniczne, dotyczące budowy kapsuły, anten oraz pozostałych elementów zostały utworzone w programie AutoCAD 2013.

4. Budowa elementów projektu i programowanie układów

Przed realizacją projektu, wymagane było poznanie technik przygotowywania układów drukowanych (termo transfer, wytrawianie), lutowania oraz poznać środowisko układów wbudowanych w szczególności projektu Arduino. Ważnym elementem przygotowania do

budowy było zapoznanie się z metodologią pracy w programie Eagle³³. Wszystkie układy, o które opierała się niniejsza praca zostały przygotowane w tym programie [25]. Ze względu na brak wcześniejszych doświadczeń w wymienionych obszarach, autorzy pracy przystąpili do analizy problemów oraz tworzenia prostych funkcjonalnych prototypów pozwalających na bliższe poznanie każdej dziedziny. Każdy z wykonanych elementów zbudowano zgodnie z założeniami projektowymi osiągając zamierzoną funkcjonalność.

Do realizacji projektu, niezbędne było zbudowanie kilku dodatkowych urządzeń pomocniczych. Jednym z nich była elektryczna, termiczna wycinarka do styropianu. Powstało ich kilka wersji, do cięcia dłuższych odcinków oraz do tworzenia zakładki w ścianach tworzących kapsułę.



Rys. 22. Prosta wycinarka termiczna do styropianu.

Do zbudowania wycinarek zastosowano ogólnie dostępne elementy oraz wykorzystano niestabilizowany zasilacz 12V, dzięki któremu możliwe było rozgrzanie drutu wysokooporowego. Jednym z problemów podczas wycinania elementów styropianowych było rozciąganie się drutu podczas nagrzewania. Zastosowano sprężynowy system naciągania, co obniżyło precyzję cięcia ze względu na ruchliwość drutu podczas przechodzenia przez warstwę styropianu. Drut ulegał zrywaniu (przeegraniu), co spowodowane było złym doбором prądu. Duży

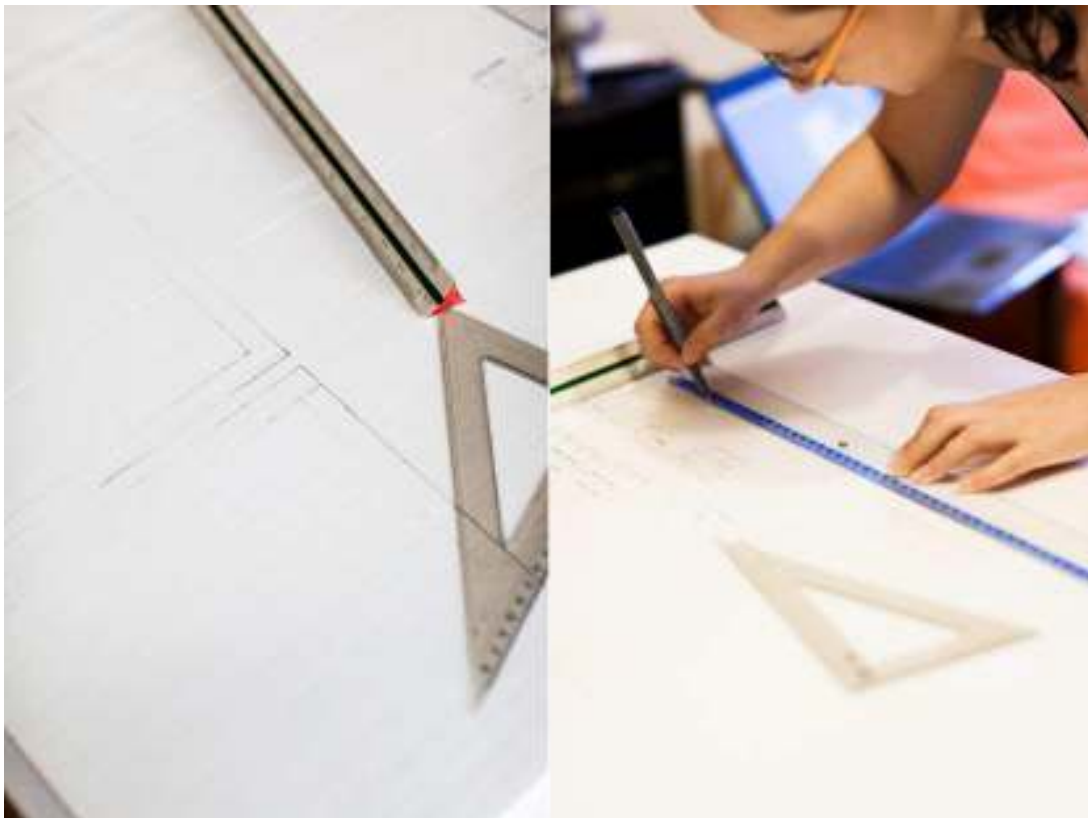
³³ Posiada on darmową, edukacyjną wersję ograniczającą ilość warstw sygnałowych do sześciu oraz wielkość tworzonej płytki do rozmiarów 160x100mm.

prąd powodował szybkie przepalenie drutu oraz podczas cięcia, drut tworzył szeroką szczelinę (wymagało szybkiego poruszania styropianem). Zbyt mały spowalniał proces, co również doprowadzało do zrywania drutu. Wymagało to przeprowadzenia eksperymentów, aby dobrać odpowiednią wartość. Uzyskano dzięki nim optymalną temperaturę drutu pozwalającą na większą precyzję oraz wystarczający okres czasu między zerwaniami drutu, umożliwiającą dokonania kilku cięć.

4.1. Kapsuła i jej elementy

Budowa kapsuły

Budowę kapsuły rozpoczęto od nakreślenia linii prowadzących oraz właściwych wymiarów ścian na powierzchni płyty styroduru.



Rys. 23. Nanoszenie na styrodur kształtu ścian kapsuły do późniejszego wycięcia.

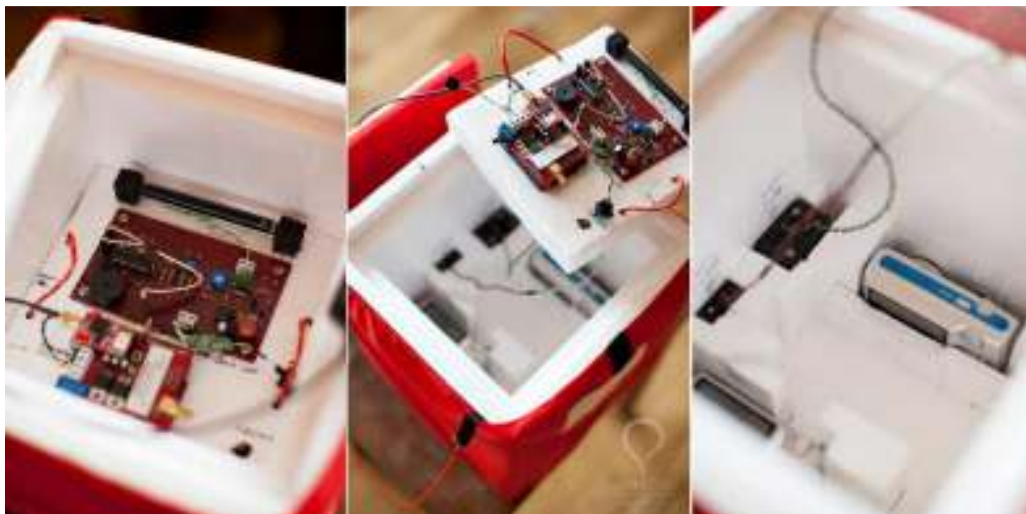
Przy wykorzystaniu zbudowanych wcześniej elektrycznych, termicznych wycinarek (Rys. 22), wycięto zaznaczone ściany kapsuły. Dla zmniejszenia ilości wycinanych zakładek (frezów) skorzystano z już istniejących. Wycięcie odpowiednio precyzyjnych zakładek sprawiało problem ze względu na drut oporowy, który ulegał rozciąganiu podczas nagrzewania oraz okresowemu zrywaniu. Mimo tych niedogodności wycinanie zakładek zakończono z akcep-

towalnym, pozytywnym rezultatem. W dwóch ścianach wycięto dodatkowe otwory, służące, jako wizjery dla aparatów fotograficznych (Rys. 24).



Rys. 24. Wycinanie otworów wizyjnych dla aparatów fotograficznych.

Posiadając wszystkie potrzebne elementy przystąpiono do procesu klejenia. Ze względu na to, że ściany kapsuły zbudowane są ze styroduru, użyto specjalnego kleju przeznaczonego do klejenia styropianu. Dzięki zakładkom (frezom) na brzegach ścian, klejenie opierało się na umieszczeniu odpowiedniej ilości kleju w zagłębieniach oraz dopasowaniu ścian. Po wyschnięciu kleju, kapsuła była gotowa do dalszej pracy (Rys. 26). Do dolnej części kapsuły przyklejona została szeroka gąbka, służąca jako hamulec uderzeniowy. Palety oraz przegrody zostały przygotowane indywidualnie na potrzeby każdego modułu (Rys. 25) oraz elementu (aparaty, baterie).



Rys. 25. Gotowa kapsuła, paleta z modułami oraz część dolna zawierająca baterie i aparaty.



Rys. 26 Gotowa kapsuła wraz z pokrywą i otworami wizyjnymi.

Budowa rękawa nośnego (ochronnego)

Rękaw nośny powstał z materiału o niskiej wadze i chłonności wilgoci oraz o dużej odporności na zrywanie (nylon). Odmierzono na materiale kwadraty o rozmiarze 25 x 25 cm, dodając zakładki, pozwalające na późniejsze zszycie.

Po zszyciu i dopasowaniu rękawa, przystąpiono do szycia zaczepów nośnych oraz taśm mocujących pokrywę kapsuły. Następnie zostało stworzone okrycie pokrywy i przszyto kolejne części taśm Velcro. Zabezpieczono wszystkie wolne krawędzie (grożące pruciem się materiału) oraz przszyto kieszeń przeznaczoną na umieszczenie informacji o bezpieczeństwie kapsuły.



Rys. 27. Pokrywa kapsuły z taśmami Velcro.



Rys. 28. Gotowy rękaw nośny.

Jako ostatnie utworzone zostały liny nośne. Główne liny to dwa odcinki 3 mm liny plecionej o długości 5m. Końce lin zabezpieczono termicznie przez rozwarstwianie się oraz utworzone zostały pętle o długości 5 cm. Pętle te wzmocniono opłotem z nici oraz warstwą kleju szybkoschnącego, co zostało dodatkowo wzmocnione jednocentymetrowym odcinkiem rury termokurczliwej. Analogicznie do przedstawionego procesu utworzono cztery liny o długości 1m, łączące kapsułę z pierwszą liną nośną (połączoną do spadochronu).

Wszystkie połączenia między linami i punktami nośnymi zostały zrealizowane za pomocą metalowych, lekkich pierścieni elastycznych pozwalających na szybki montaż/demontaż lin. Środkowe połączenia między głównymi linami nośnymi zabezpieczają także liny przed nadmiernym skręcaniem się (Rys. 29).



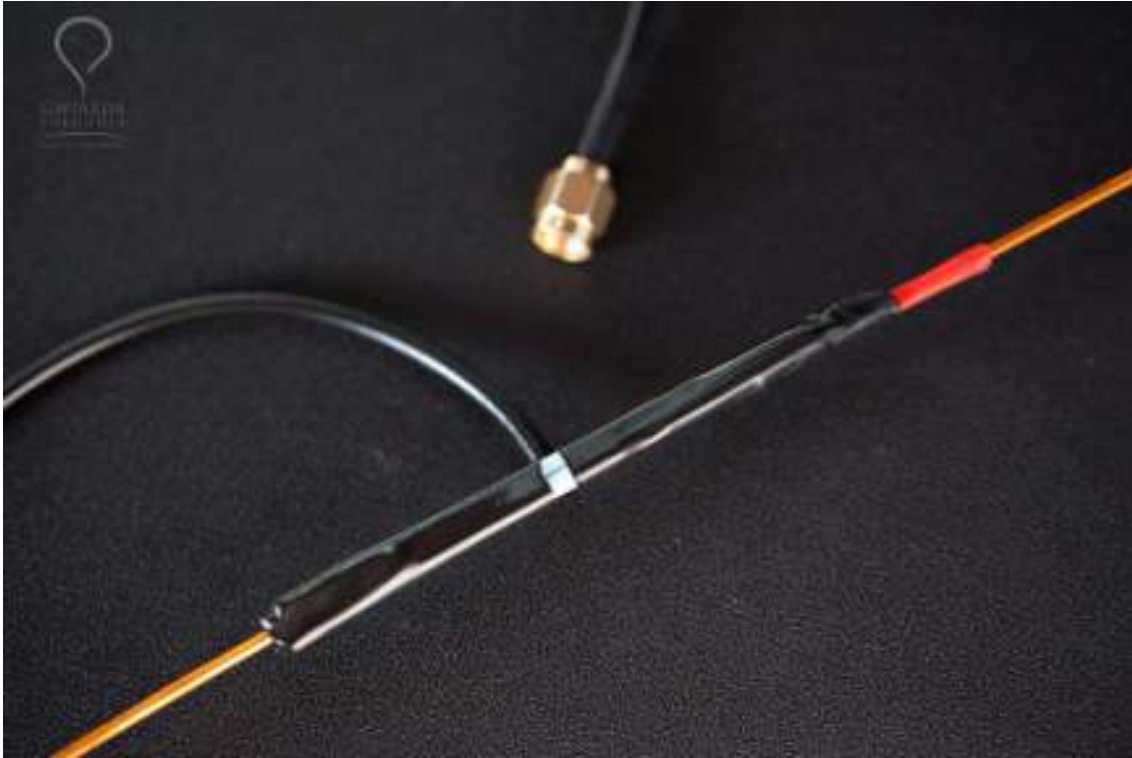
Rys. 29. Jedna z lin nośnych z pętlą i pierścieniem.

4.2. Główna antena komunikacyjna

4.2.1. Antena dipolowa

Budowę pierwszej anteny komunikacyjnej (dipola pół falowego) rozpoczęto od odcięcia dwóch kawałków drutu miedzianego o zakładanej średnicy i długości opisanej w rozdziale 3.4.4. Drut był wystarczająco sztywny, aby tworzyć samotrzymującą się konstrukcję bez dodatkowych wzmocnień (powstała także dodatkowa, identyczna, lecz wzmocniona antena na potrzeby testów). Do końca każdego przewodnika przylutowano wcześniej przygotowany odcinek przewodu RG-174 zakończonego z jednej strony wtykiem SMA. Żyłę wewnętrzną stanowiącą nośnik sygnału, przylutowano do odcinka będącego radiatorem. Drugą żyłę, w

postaci opłotu, spełniającą funkcję ekranującą przylutowano do drugiego, identycznego odcinka drutu. Dwa odcinki drutu tworzące antenę, połączono 10cm odcinkiem dielektryka, po środku umieszczając wychodzący prostopadle przewód. Na końce odcinków (w miejscu lutowania żył przewodu) nałożono 5cm odcinki izolacji termokurczliwej, łącząc, zabezpieczając i usztywniając konstrukcję.



Rys. 30. Antena typu dipol. Miejsce połączenia kabla RG-174 do aktywnych elementów anteny. Czerwonym odcinkiem izolacji zaznaczono radiator.

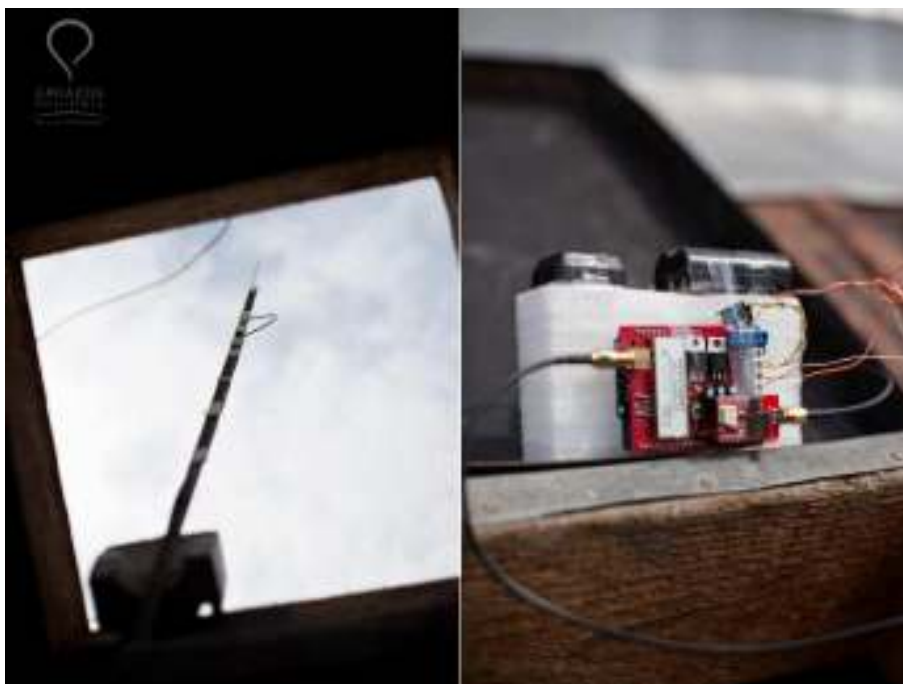
4.2.2. Antena ćwierćfalowa typu GP

Drugą anteną, przygotowaną w trakcie realizacji projektu, była antena ćwierćfalowa typu GP. Powstała w celu przetestowania jej funkcjonalności i ewentualnemu wykorzystaniu podczas lotu. Proces budowy przebiegał analogicznie jak podczas budowy anteny dipolowej. Przygotowano pięć odcinków stosunkowo sztywnego drutu miedzianego podobnej długości (szczegóły opisano w rozdziale 3.4.4). Pierwszy odcinek drutu został połączony z otworem wtyku GSM-A-P i żyłą sygnałową przewodu RG-174 tworząc radiator. Pozostałe cztery odcinki drutu, połączone zostały z płytką wtyku na każdym z jej narożników tworząc przeciwwagi. Zewnętrzna część wtyku (wraz z przeciwwagami) została połączona z opłotem ekranującym żyłę sygnałową przewodu. Przeciwwagi zagięto zgodnie z zakładanym kątem w stosunku do powierzchni płyty wtyku (45° , lub 135° w stosunku do radiatora).

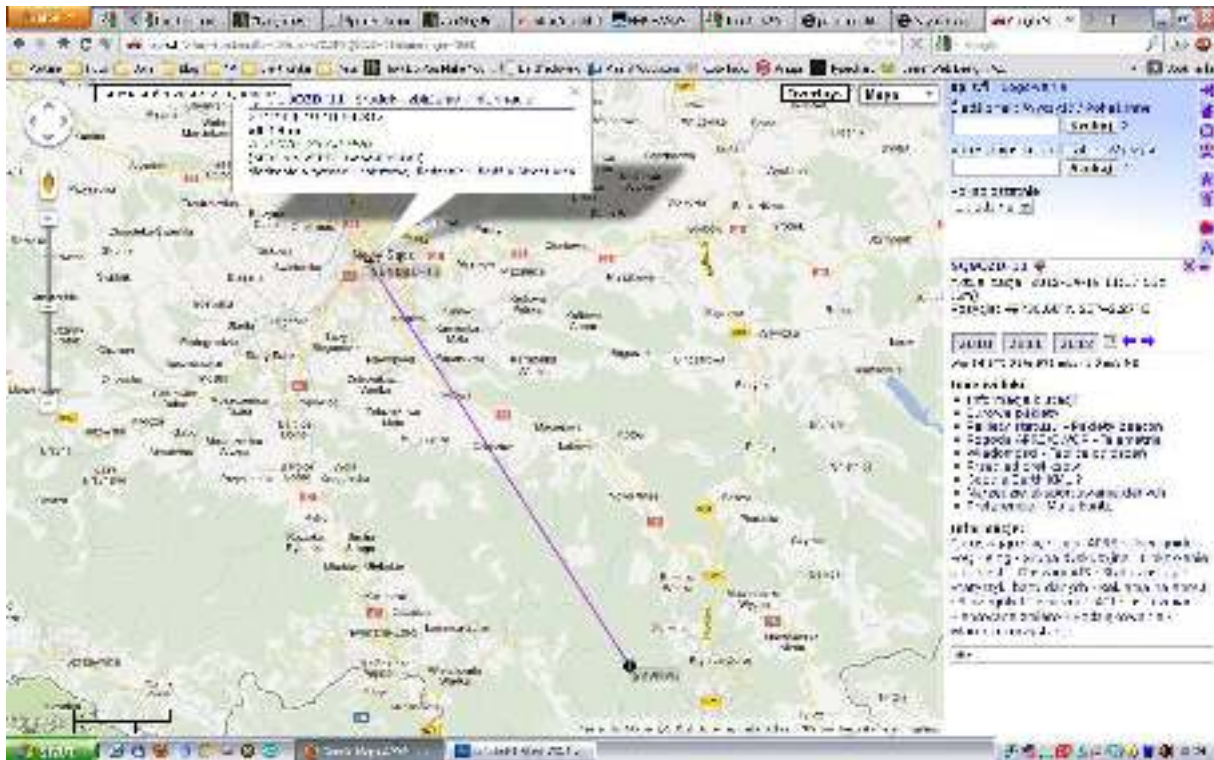
Została zbudowana jeszcze jedna antena ćwierćfalowa typu GP używając innego łącznika radiatora i przeciwwag. Wtyk GSMA-P zastąpiono wyciętym kawałkiem laminatu o rozmiarze 1x1cm. Na laminat naniesiono maskę (techniką termo transferu) oraz wytrawiono, pozostawiając dwie niezależne warstwy miedzi oddzielone galwanicznie. W centralnym punkcie laminatu wywiercono otwór, w którym zamocowano i przylutowano radiator (odcinek drutu) pozostawiając go ok. 2mm pod laminatem. Do końca radiatora przylutowano żyłę sygnałową przewodu. Oplot ekranujący przylutowano do zewnętrznej powierzchni laminatu, do którego również przylutowano przeciwwagi w taki sam sposób jak miało to miejsce we wcześniejszej konstrukcji i pokazano na Rys. 10. Powierzchnię wraz z lutami zabezpieczono gorącym klejem, umacniając i usztywniając również mocowanie radiatora.

4.2.3. Testowanie anteny

Tak przygotowaną antenę (anteny) należy jeszcze dostroić do wymaganej częstotliwości, uzyskując jak najniższy współczynnik fali stojącej (SWR). Ze względu na brak urządzenia mierzącego częstotliwość rezonansową anteny oraz SWR, nie przeprowadzono testów dopasowania jej do częstotliwości. Wykonane testy komunikacji przy użyciu anteny dipolowej potwierdzają jednak skuteczność jej działania. Uzyskano stabilne połączenie (z najbliższą) wieżą komunikacyjną, oddaloną o 45km w linii prostej. Nadajnik umieszczony był (wraz z anteną) na wysokości 18m.



Rys. 31. Testowanie głównej anteny nadawczej (dipol).



Rys. 32. Zrzut ekranu, zawierający mapę aplikacji aprs.fi z wizualizacją udanego połączenia z najbliższym digiperem. Zakładka pokazuje również dane przekazane przez czujniki komputera pokładowego, wysłane przez system APRS i wyświetlone na mapie.

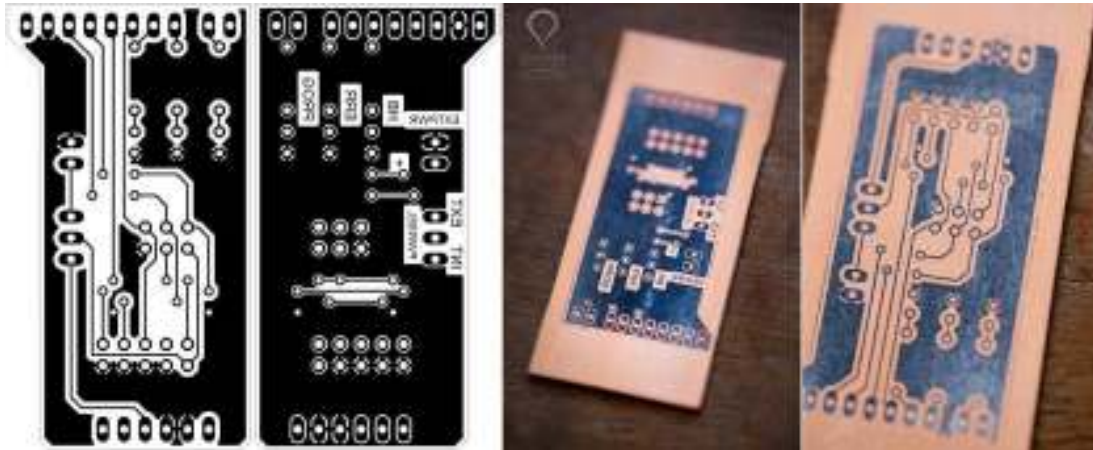
4.3. Programator układów AVR

Programator składa się z dwóch części, główną jest układ Arduino (Rys. 33) a dodatkową, nakładka-interfejs umożliwiającą podłączenie i zaprogramowanie docelowego układu Atiny 2313. Nakładka programatora (na dwustronnym laminacie) została zbudowana w oparciu o projekt MEGA-ISP udostępniający schemat budowy interfejsu z wyjściami IDC-10 i IDC-6, oraz kod źródłowy. Całość pozwala na zamianę układu Arduino w pełni funkcjonalny programator mikrokontrolerów AVR [26].



Rys. 33 Arduino Uno R3.

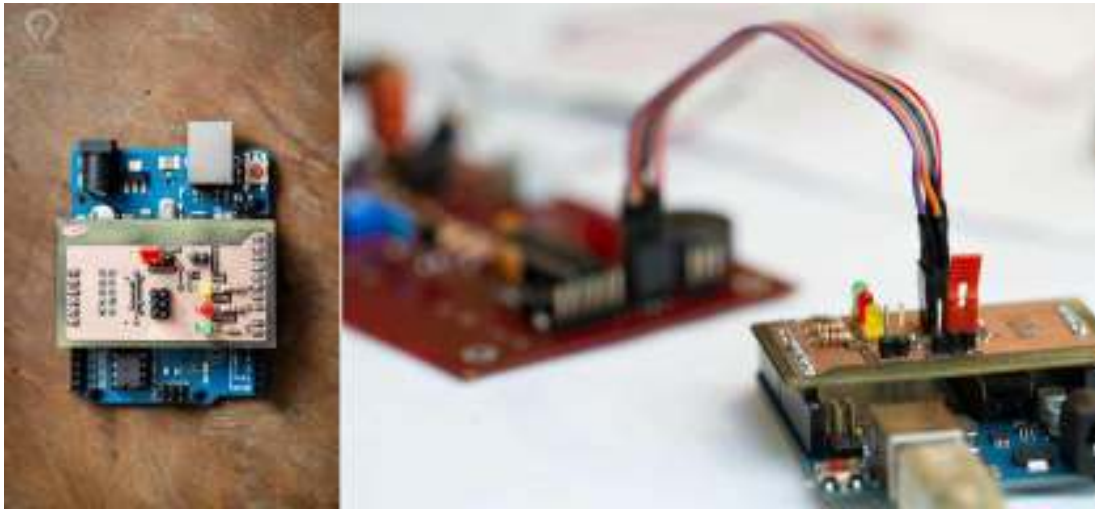
Schemat przedstawiony na Rys. 34 przeniesiony został na płytkę PCB za pomocą termo transferu. Po procesie trawienia oraz oczyszczeniu przystąpiono do osadzania elementów interfejsu.



Rys. 34. Schemat programatora przeniesiony na laminat dwustronny.

1. Punkty osadzenia elementów (zakończenia ścieżek) zostały pokryte niewielką ilością cyny wystarczającej na całkowite przykrycie pola.
2. Nawiercenie otworów (zastosowana kolejność pozwoliła w łatwy sposób prowadzić wiertło oraz uniknąć rozerwania delikatnych zakończeń ścieżek/punktów osadzania)
3. Osadzanie i lutowanie elementów. Przyjętą metodą lutowania elementów było indywidualne osadzanie i lutowanie każdego z nich. Metoda ta pozwoliła na precyzyjne osadzenie elementów i dokładne wykonanie układu.
4. Powierzchnia płytki została pokryta roztworem kalafonii i alkoholu izopropylowego (IPA) tworząc warstwę ochronną zapobiegającą utlenianiu się ścieżek.

Kolejnym wymaganym elementem umożliwiającym podłączenie programatora do docelowego układu jest interfejs z wtykiem IDC-6. Do zbudowania przewodu została wykorzystany sześćżyłowy przewód w postaci taśmy, wtyczki zostały wykonane z drabinki stykowej przyciętej do odpowiednich rozmiarów (cztery elementy po trzy otwory, które zostały sklejo-
ne tworząc złącza 2x6 *pin'ów*). Przewody zostały przylutowane do zakończeń i zabezpieczone taśmą termokurczliwą. Interfejs jest prosty, bez przeplotu.



Rys. 35. Gotowy układ programatora z przewodem podłączonym do docelowego układu.

Następny krok obejmował instalację kodu sterującego do pamięci Arduino za pomocą środowiska programistycznego *Arduino IDE alpha 0023*. Po zakończonym transferze, programator został uruchomiony, a diody kontrolne (LED) zgłosiły poprawne działanie układu. Układ programatora kompatybilny jest z wieloma środowiskami do programowania chipów AVR. W projekcie został użyty WinAVR w wersji 20100110, z uwagi na łatwość użycia oraz pełną kompatybilność.

4.4. Licznik Geigera-Mullera

Na podstawie planu, wycięto przybliżony kształt płytki zachowując 4mm margines wokół jej zewnętrznego profilu. Do wycinania użyto ostrego noża, nacinając najpierw niewielkie zagłębienie w warstwie miedzi i laminatu ułatwiając dalsze prowadzenia ostrza. Powtarzano następnie wielokrotnie pociągnięcia po zaznaczonych konturach, przecinając w rezultacie cały laminat. Następnie za pomocą precyzyjnego pilnika, zeszlifowano nadmiar laminatu zbliżając się do zakładanego kształtu płytki. Czyszczenie krawędzi zakończono drobnym papierem ściernym (typie od 400 do 800).

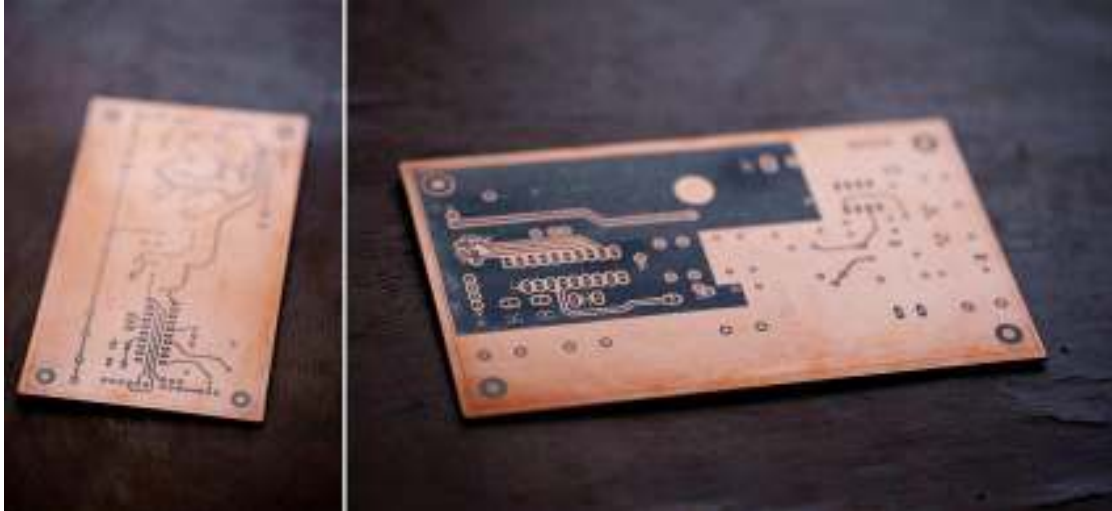
Nadruk na dwustronnym laminacie wykonano za pomocą techniki termo transferu. Wybrana została trudniejsza metoda - nagrzewania obu stron płytki w tym samym czasie. Metoda ta jest trudniejsza od innych, ponieważ wymaga idealnego dopasowania obu stron wydruku. Na podstawie doświadczeń zdobytych podczas wielu prób, obrano niżej opisany sposób postępowania.

1. Wydrukowano obie strony schematu płytki na tym samym papierze w odległości $\sim 1.5\text{cm}$ od siebie (jedna strona w lustrzanym odbiciu), następnie zagięto wycięty kawałek tak, aby idealnie dopasować do siebie odpowiadające sobie punkty oznaczające

otwory (podświetlając kartkę mocnym światłem). Znaną praktyką jest także dodatkowe dołączanie markerów „+” na krawędziach, aby łatwiej można było dopasować obie strony. W projekcie ich rolę spełniały otwory śrub mocujących na przeciwległych stronach płytki PCB.

2. Wyczyszczony oraz dokładnie odtłuszczony laminat (FR4, 1mm) wsunięto delikatnie między zagiętą kartkę dopasowując brzegi laminatu do jej brzegów. W międzyczasie przygotowane zostało żelazko rozgrzane do odpowiedniej temperatury (~170 °C). Nieodpowiednie dostosowanie temperatury powoduje niewłaściwe przeniesienie tonera z papieru na miedzianą powierzchnię laminatu.
3. Laminat obłożony papierem kredowym z nadrukiem (tonerem do laminatu) ułożono na twardej, gładkiej, żaroodpornej powierzchni oraz zakryto dodatkową warstwą papieru (zwykła kartka A4) aby dokładniej rozproszyc ciepło i nie dopuścić do przegrzania warstwy z tonerem. Konieczne było zachowanie ostrożności, aby nie poruszyć scentrowanych warstw z tonerem.
4. Proces termo transferu rozpoczął się przyłożeniem nagrzanego żelazka do przygotowanego laminatu, następnie mocno dociskano i poruszano żelazkiem, zwracając szczególną uwagę na brzegi laminatu. Ważnym elementem tego procesu jest równomierne nagrzanie i dociśnięcie całej powierzchni płytki. Zbyt słabe lub krótkie nagrzanie spowoduje odpadnięcie lub łuszczenie się tonera z laminatu podczas odmakania lub ścierania pozostałości po papierze i kredzie. Istotna jest też dobra jakość papieru. W projekcie został użyty odpowiednio wyselekcjonowany papier kredowy 115g/m², łatwo usuwalny z powierzchni. Proces ten trwał w zależności od wielkości płytki od 4 do 8 minut.
5. Zaraz po zakończeniu nagrzewania lekko ochłodzony laminat został umieszczony w gorącym, ale niewrzącym, roztworze wody i detergentu gdzie pozostał do odmoczenia przez 5-10 minut. Po tym zabiegu papier powinien samodzielnie się oddzielić pozostawiając toner mocno przyklejony do laminatu. Ważnym krokiem jest ochłodzenie laminatu w wodzie oraz oczyszczając go z resztek kredy i papieru. Niedokładne wykonanie tego kroku spowoduje wolniejsze wytrawianie warstwy miedzi w miejscach osłoniętych przez resztki papieru i kredy. Efektem tego może być połączenie się ścieżek lub podtrawienie większych obszarów pod tonerem na skutek dłuższego procesu trawienia. W przypadku dużych powierzchni warstwy miedzi (za zwyczaj tzw. *fake ground*) zachodzi odwrotna zależność, pozostawione resztki kredy pozwolą na uzyskanie gładkiej, równomiernej, niepodtrawionej powierzchni. Należy zaznaczyć, że w

procesie oczyszczania przed wytrawianiem, powstały niewielkie przetarcia na warstwie tonera zakrywającego powierzchnię miedzi. Ubytki te uzupełniono czarnym, kwasoodpornym markerem, co skutecznie zapobiegło wytrawianiu miedzi w niewłaściwych miejscach.



Rys. 36. Dwustronny laminat z naniesionym schematem licznika Geigera-Mullera.

6. Gotowy, czysty laminat został umieszczony we wcześniej przygotowanym roztworze wytrawiacza B327 (roztwór został przygotowany zgodnie z instrukcją na opakowaniu³⁴. W pojemniku z wodą (o temp. $\sim 60^{\circ}\text{C}$) umieszczono naczynie z wytrawiaczem (ogrzany do temperatury optymalnej do trawienia) oraz płytką PCB. W trakcie trawienia, poruszano laminatem w celu lepszego rozprowadzenia wytrawiacza na jego powierzchni oraz ułatwieniu wypłukiwania wytrawionej treści. Podczas procesu trawienia należało zwracać uwagę na dwa istotne czynniki wpływające na czas trawienia a tym samym, na jakość powstałej warstwy przewodzącej (ścieżek). Utrzymywanie odpowiedniej, optymalnej temperatury roztworu jest kluczowym elementem, ponieważ pozwala uzyskać odpowiednio krótki czas wytrawiania.

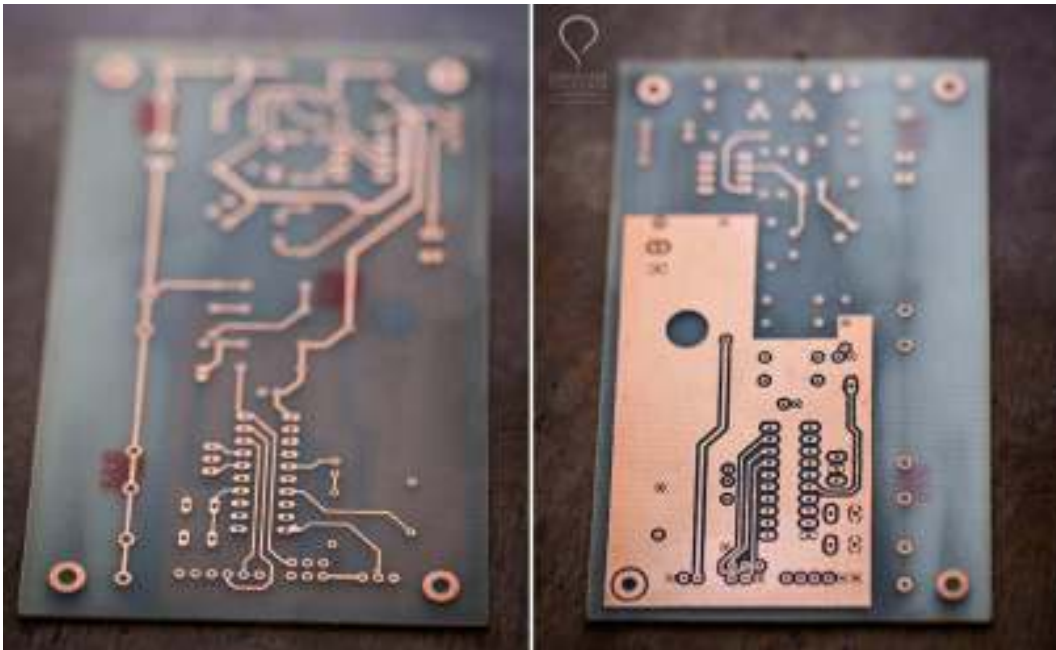
Kolejnym, istotnym czynnikiem jest zużycie (stężenie) roztworu wytrawiacza. Ma ono wpływ na szybkość trawienia jak i na jego moc. Im silniejszy i optymalnie nagrany wytrawiacz tym łatwiej zachodzi proces trawienia a ścieżki są wytrawione zgodnie z szablonem, nie pozostawiając czasu na podtrawianie warstwy przewodzącej pod osłoniętą powierzchnią (w przeciwnym razie istnieje ryzyko przerwania wąskich połączeń).

7. Proces wytrawiania zakończono w momencie wytrawienia miedzi między ścieżkami (osłoniętymi warstwą ochronną tonera). Po pozytywnym stwierdzeniu całkowitego jej

³⁴ Rozpuścić w 0,5l wody o temp. 50°C . Trawić w temp 40°C (max 50°C).

usunienia, laminat natychmiast został wyciągnięty z kąpeli trawiącej. Aby szybko zatrzymać wytrawianie, przeniesiono laminat, najpierw do pojemnika z czystą z wodą, płuczac dokładnie powierzchnię a następnie pod bieżącą wodą, całkowicie usuwając resztki wytrawiacza. Taką przygotowaną płytke przechowywano do momentu dalszej pracy (laminat pokryty warstwą ochronną tonera, zapobiega utlenianiu się miedzi w trakcie przechowywania). Należy zaznaczyć, iż od tego momentu kolejność następujących czynności może być różna (wiercenie otworów, cynowanie zakończeń ścieżek, pokrywanie laminatu warstwą ochronną, nanoszenie warstwy opisowej osadzanie elementów). Podczas realizacji opisywanego układu zastosowano następującą kolejność.

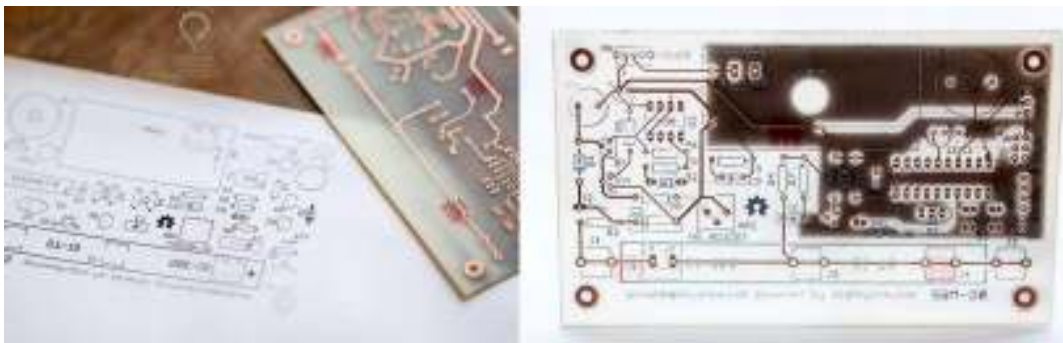
8. Gotowy wytrawiony laminat z warstwą tonera, został oczyszczony z pokrywającej go warstwy ochronnej. Toner został zmyty za pomocą acetonu. Sprawdzone przewodnictwo wszystkich ścieżek (za pomocą multimetru, ustawionego na pomiar rezystancji układu). Upewniono się w ten sposób, że wszystkie połączenia nie są przerwane i posiadają odpowiednio niską rezystancję.



Rys. 37. Wytrawiony laminat układu licznika Geigera-Mullera.

9. Następny etap mógłby zostać potraktowany, jako błąd. Autorzy zdecydowali się wykonać go jednak w formie eksperymentu. Wydrukowana została kartka, zawierająca warstwę opisową elementów układu oraz ich położenie. Wymagało to wycentrowania karty z nadrukiem do utworzonej już warstwy przewodzącej na laminacie oraz po-

nowne wykonanie termo transferu. Ten właśnie moment można określić, jako niewłaściwy, ponieważ miedź w wysokich temperaturach szybko się utlenia, obniżając swoje właściwości przewodzące oraz tym samym zwiększając rezystancję ścieżek, co mogłoby negatywnie wpływać na przesyłane impulsy elektryczne. Przyjęta kolejność postępowania oraz proces technologiczny (użyte materiały) uniemożliwiły wykonanie tego etapu w późniejszych krokach. Pozytywnym wynikiem tego eksperymentu była dobrze utworzona warstwa opisowa. Podczas czyszczenia warstwy opisowej zauważono, iż pod wpływem wysokiej temperatury, toner trwale połączył się z laminatem szklano-epoksydowym (wolnym od warstwy miedzi obszarem), dzięki czemu możliwe było usunięcie utlenionej miedzi z powierzchni ścieżek (wodnym papierem ściernym typu 1500) oraz nadmiar tonera, pozostawiając czytelną warstwę opisową.



Rys. 38. Utworzona warstwa opisowa na laminacie licznika Geigera-Mullera.

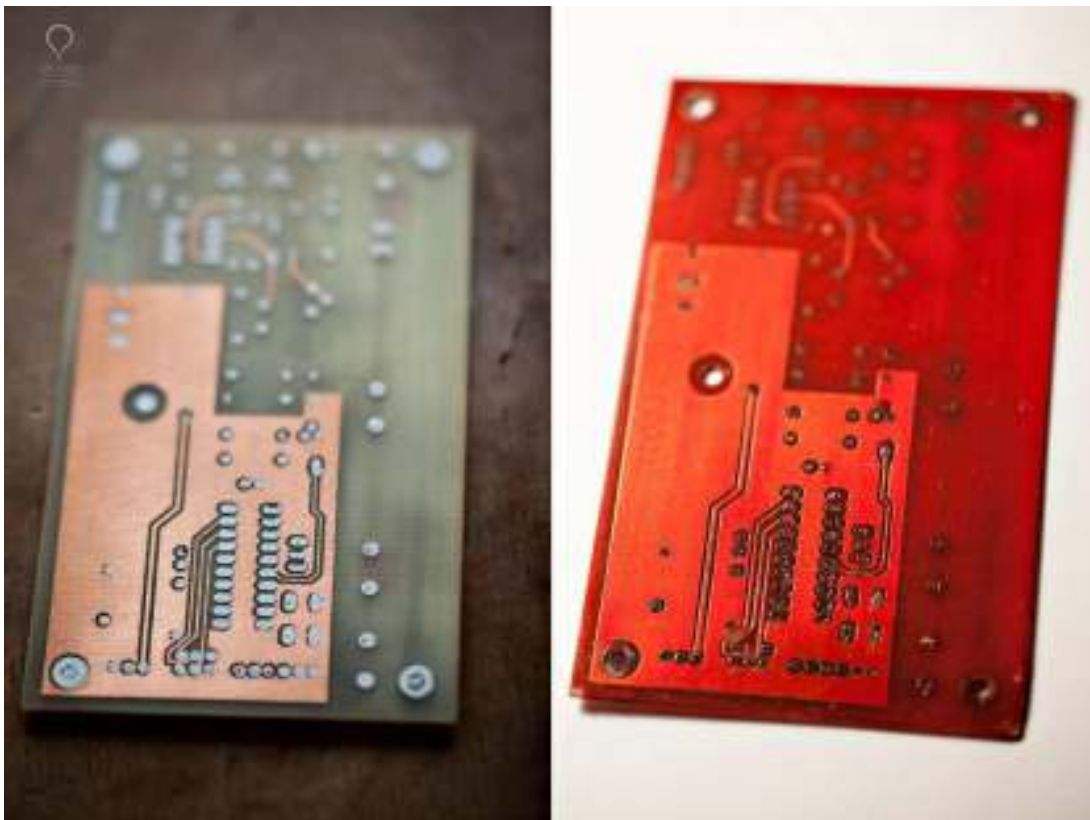
10. Kolejnym eksperymentem, jakiego podjęto się podczas realizacji układu, było nanieśenie maskowania pól lutowniczych w celu ich ochrony podczas późniejszego etapu nakładania warstwy ochronnej (lakieru termoutwardzalnego EnSolder). Było to usprawnienie wcześniej testowanej metody mechanicznego usuwania („wydrapywania”) warstwy ochronnej (tzw. *solder mask*³⁵). Metoda ta charakteryzowała się niedokładnością pozostawionych otworów, możliwością mechanicznego uszkodzenia ścieżek oraz czasochłonnością szczególnie przy znacznej liczbie otworów na płytkach dwustronnych. Na tym etapie istotne było bardzo precyzyjne dopasowanie punktów osłaniających (na zadrukowanym papierze kredowym) do punktów lutowniczych na PCB (Rys. 39).

Tak przygotowaną płytkę poddano ponownemu procesowi termo transferu. W wyniku tego uzyskano zakryte pola lutownicze, natomiast reszta powierzchni płytki pozostała

³⁵ Warstwa ochronna zakrywająca powierzchnię miedzi, pozostawiając odsłonięte jedynie pola lutownicze. Znacznie ułatwia lutowanie elementów, zapobiega utlenianiu się miedzi oraz tworzy warstwę trwałą, zapobiegającą uszkodzeniom mechanicznym.

odsłonięta, gotowa do malowania. Utleniona warstwa miedzi została usunięta tym razem poprzez chwilowe zanurzenie laminatu w roztworze wytrawiacza. Ten sposób usuwania zanieczyszczeń z powierzchni miedzi okazał się efektywniejszy i bardziej dokładny. Warstwa miedzi została dokładnie oczyszczona, powierzchnia pozostała chropowata, a osłonięte pola lutownicze nienaruszone. Aby szybko zatrzymać wytrawianie powierzchni laminat ponownie umieszczono w kąpielu wodnej [27].

11. Wykonanie *solder maski* (warstwy ochronnej) jest ważnym elementem w układach precyzyjnych pracujących w skrajnych warunkach. Odpowiednio wykonana warstwa, zabezpieczy delikatną warstwę miedzi (o grubości 35 μm) przed działaniem niskich temperatur, promieniowania kosmicznego, UV oraz zapobiegnie korozji. Ułatwi także sam proces lutowania.



Rys. 39. Laminat licznika GM przed i po malowaniu lakierem EnSolder.

Do pokrycia laminatu, użyto lakieru termoutwardzalnego. Farbę nanoszono precyzyjnym pędzlem (nylonowy, nr.8) w ilości, aby warstwa była wystarczająco gruba. Proces ten przeprowadzono w sposób delikatny, zdecydowany, bez poprawiania, co w rezultacie dało warstwę pozbawioną nierówności. Tak przygotowany laminat można wygrzewać na kilka różnych sposobów. Pierwszy z nich wiąże się z użyciem żelazka (łatwość podgrzania, nadaje się tylko do płytek jednostronnych). Drugi sposób, wyko-

rzystany w projekcie to wygrzewanie laminatu w piekarniku. Metoda ta jest efektywniejsza, jednak bardziej skomplikowana. W procesie eksperymentów oraz na podstawie opisu [27], ustalono następujące fakty: Optymalną temperaturą jest 170°C, średni czas wypiekania to 8-10 minut. Wartości te są istotne i przekładają się bezpośrednio, na jakość wykonanej warstwy. Farba niedogrzana będzie zbyt miękka nie zachowując zakładanych cech ochronnych a farba przegrzana, zbyt krucha, również nie zachowując wymaganych cech. W toku prób wykazano jeszcze jedną istotną wadę laminatu FR4 jak i zwrócono uwagę na poprawność zamocowania PCB (szczególnie dwustronnego) podczas wygrzewania. FR4 to laminat szklano-epoksydowy. W wysokich temperaturach staje się miękki i ulega deformacji. Istotne jest tym samym poprawne zamocowanie laminatu, aby się nie odkształcił. Czas wygrzewania (zbyt długi) i temperatura (za wysoka) ma także istotny wpływ na szybkości zmiękczenia laminatu. Tak odkształcona powierzchnia, po wystygnięciu twardnieje, przyjmując uzyskany kształt. W tym wypadku jest to niepożądana cecha. Farba po odpowiednim wygrzaniu, będzie twarda, ale elastyczna a jej powierzchnia pozostanie gładka, błyszcząca i nie wrażliwa na rozpuszczalniki chemiczne.

12. Wiercenie otworów można wykonać przed lub po odsłonięciu pól lutowniczych biorąc pod uwagę, że w projekcie utworzono otwory centrujące do wiercenia w polach lutowniczych. Omawiany projekt posiadał takie otwory. Do wykonania wierceń użyto niewielkiej, precyzyjnej wiertarki, z wiertłami od 0.5mm do 1mm w zależności od przeznaczenia otworu. Jego wielkość determinowała średnica wyprowadzeń (drutu) elementu elektronicznego. Trudność podczas wiercenia sprawiała wiertarka (nieprecyzyjne trzymanie wiertła) oraz szybko tępiące się wiertła³⁶. (Laminat FR4 jest materiałem twardym i szybko tępiącym wiertła inne niż wyprodukowane z węglików spiekanych³⁷). Niewielka modyfikacja³⁸ pozwoliła na bardziej precyzyjne poruszanie się wiertła w pionowej osi obrotu.

Należy także pamiętać o odpowiednio wysokich obrotach wiertarki³⁹. Zastosowanie się do tej wskazówki, oraz poprawa poruszania się wiertła, pozwoliło uniknąć rozrywania cienkiej warstwy miedzi w obwodzie wierconego otworu.

³⁶ Ze stali HSS

³⁷ Drogich i bardzo wrażliwych na naprężenia boczne (nieprecyzyjne prowadzenie wiertarki).

³⁸ Owinięto wiertło w miejscu mocowania niewielką ilością taśmy izolacyjnej, która została dociśnięta przez zamocowanie i podgrzanie krótkiego kawałka rurki termokurczliwej o minimalnie większej średnicy.

³⁹ Optymalnie w granicy 10 000 - 30 000 obrotów na min.

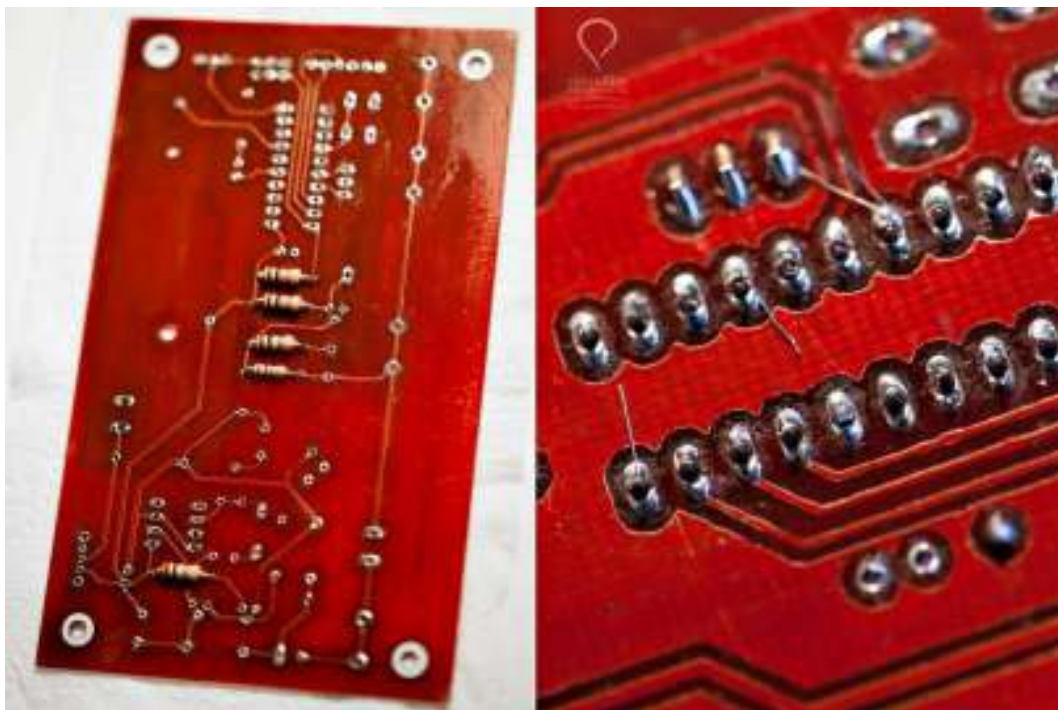
13. Kolejnym krokiem w procesie tworzenia płytki drukowanej było odsłonięcie zamaskowanych punktów lutowniczych. Przyjęty sposób postępowania oraz technologia, umożliwiły optymalne oczyszczenie pól lutowniczych z warstwy maskującej. Ten etap był bardziej precyzyjny oraz szybszy niż mechaniczne usuwanie lakieru. Zastosowano tu pożądaną cechę farby *EnSolder*, jest nią niewrażliwość na temperaturę oraz rozpuszczalniki chemiczne po utwardzeniu (nadal wrażliwa na działanie Acetonu lub rozpuszczalnika Nitro, jednak w mniejszym stopniu niż przed utwardzeniem). Dodatkowo, w miejscach połączenia z tonerem (warstwą osłaniającą pola lutownicze) lakier staje się niestabilny i wrażliwy na działanie rozpuszczalnika. Dzięki temu aceton może przeniknąć do tonera, rozpuszczając go, a tym samym umożliwiając łatwe usunięcie obu warstw. Wykorzystując tę właściwość, laminat umieszczono w naczyniu z acetonem.

Po dwóch minutach kąpieli w acetonie, w miejscach styczności lakieru z tonerem, zaczęły pojawiać się wybrzuszenia sugerujące możliwość mechanicznego usunięcia warstwy za pomocą pędzla. Kiedy wszystkie punkty lutownicze były wolne od warstwy lakieru i tonera, płytkę natychmiast umieszczono w kąpielu z czystą wodą a następnie przemyto laminat pod bieżącą wodą. Usunięto resztki acetonu i pozostałości po farbie oraz zatrzymano całkowicie działanie rozpuszczalnika. Zauważono lekkie zmatowienie farby podczas opisywanego procesu, jednak to nie wpłynęło, na jakość wykonanej warstwy. Unikać także należało dotykania zmiękczonej warstwy lakieru, aby zachować czystość powierzchni. Po całkowitym odparowaniu rozpuszczalnika i wyschnięciu oraz utwardzeniu się warstwy przyjęła ona zakładane cechy ochronne.

14. Cynowanie bezprądowe wykonano, jako kolejny eksperymentem i nie było wymagane do zakończenia pracy nad układem. Autorzy projektu chcieli przetestować działanie preparatu do cynowania bezprądowego *EnTin*. Preparat przygotowano zgodnie z instrukcją na etykiecie, rozpuszczając go w wodzie. Laminat z odsłoniętymi polami lutowniczymi umieszczono w naczyniu z roztworem cynującym. W przeciągu kilku sekund, miedź zaczęła pokrywać się widoczną warstwą cyny. Cały proces trwał 4 min (maksymalny czas działania preparatu nie powinien przekroczyć 5 min) dając optymalną grubość warstwy cyny mocno przylegającej do miedzi. Zastosowanie tej metody miało na celu zabezpieczenie miedzi przed utlenianiem oraz ułatwić lutowanie elementów. Niestety, na drodze prób okazało się, że mimo prawidłowego postępowania w procesie cynowania jak i lutowania, cynowanie bezprądowe zastosowanym preparatem nie pomogło a wręcz pogorszyło przyciąganie płynnej cyny do powierzchni

pola podczas lutowania. Warstwę cyny nałożonej metodą bezprądową usunięto (zdrapując skalpelem) oraz oczyszczono pole z resztek, pozostawiając czystą miedź. Pole lutownicze ponownie ocynowano standardową metodą, przy pomocy lutownicy. Podsumowując: skuteczniejszą metodą (w porównaniu do cynowania bezprądowego w opisywanym przypadku) było umieszczenie płytki na kilka sekund w roztworze wytrawiacza. Samo cynowanie pól mogło zostać pominięte, jednak znacznie ułatwiło to późniejsze lutowanie elementów.

15. Następnym etapem było osadzenia i przylutowanie elementów. W tym miejscu sprawdzono schemat układu, upewniając się, które podzespoły powinny zostać przylutowane, jako pierwsze. Zachowanie prawidłowej kolejności znacznie ułatwia ich montaż.



Rys. 40. PCB licznika GM z wlutowanymi elementami oraz przelotki w gnieździe procesora.

Czasami występuje także konieczność lutowania elementów znajdujących się pod innymi elementami, jako pierwsze (np. rezystory lub inne elementy SMD⁴⁰ pod układami scalonymi). Lutowanie zaczęto od wlutowania tzw. *Przelotek* (Rys. 40). Są to małe połączenia między dwiema warstwami płytki zrealizowane za pomocą krótkich drutów umieszczonych w otworach i przylutowanych z obu stron (w kilku miejscach *uziemienie*⁴¹ na przeciwległych stronach, musiało zostać połączone jak i trudno dostępne miejsca takie jak nóżki pod gniazdem na mikroprocesor lub duże elementy za-

⁴⁰ (ang. **SMD**, *Surface Mounted Devices*) – elementy montowane powierzchniowo.

⁴¹ Tzw. fake ground (ang. fałszywe uzziemienie) – duża powierzchnia upływowa dla prądów płynących w przewodach, realizująca także proste ekranowanie układu.

ślaniające dostęp do miejsca lutowania a wymagających połączenia z obu stron płytki). Takie podejście wymuszone jest brakiem skutecznej, taniej i pewnej metody na metalizację otworów⁴². W opisywanym projekcie, takie rozwiązanie zadziałało zgodnie z założeniami. Druć, który wlutowano w formie *przelotek* to odcięte, nadmiarowe odcinki *nóżek* rezystorów.

W przypadku umieszczania elementu, który jest niemożliwy do przylutowania z jednej strony (w dwuwarstwowych płytkach, zachodzi czasami taka sytuacja, która uniemożliwia przylutowanie elementu do górnej ścieżki zaraz pod obudową elementu) zastosowano wcześniej przylutowaną *przelotkę*. Po umieszczeniu elementu w otworze, w łatwy sposób połączono ocynowane pole lutownicze, drut służący za *przelotkę*, będący wcześniej przylutowanym i znajdujący się w otworze, oraz *zakończenie elementu*. Podczas lutowania zastosowano standardową metodę lutowania elementów precyzyjnych.



Rys. 41. Płyta licznika GM z wlutowanymi elementami i procesorem Atmega.

Dodając kolejne elementy, zwracano uwagę na polaryzację każdego z nich. Przylutowanie terminali⁴³ sprawiło pewne problemy mimo użycia bardzo precyzyjnej lutownicy. Problemy sprawiły szczególnie niebieskie terminale, które wbrew swojej budowie, były niemożliwe do rozdzielenia (niemożliwe było rozdzielenie plastikowej obudowy i metalowego korpusu mimo usunięcia śruby mocującej). Po wnikliwej analizie różnic w terminalach (głównie firma produkująca, budową nie różniły się znacznie) zauważono, że terminale szare można rozkręcić, uwalniając metalowy korpus. Dzięki temu przylutowanie obu stron do ścieżek nie stanowiło problemu. Przylutowanie me-

⁴² Proces metalizacji otworów umożliwia trwałe, pewne i skuteczne połączenie zakończeń ścieżek znajdujących się na przeciwległych stronach laminatu. Proces wirtualnie niemożliwy do wykonania „domowymi” metodami.

⁴³ Zakończenia ścieżek umożliwiające mocowanie kabli

talowej części na odpowiedniej wysokości nad powierzchnią płytki, umożliwiło ponowne zamocowanie plastikowej obudowy osłaniającej korpus terminala.

16. Połączenia po przylutowaniu sprawdzono ponownie multimetrem, upewniając się czy wszystkie połączenia działają zgodnie z projektem. Wykazując prawidłowe przewodzenie, przystąpiono do podłączenia zasilania i wymaganych kabli, ponownie sprawdzając prawidłowość połączeń i występowania oznak niewłaściwego działania układu. W tym miejscu zanotowano brak przepływu prądu w miejscach połączeń między warstwami. Podczas lutowania pominięto dwie *przelotki*. Po uzupełnieniu brakujących połączeń i ponownym upewnieniu się o prawidłowym działaniu układu, przystąpiono do kolejnego kroku.

17. Programowanie licznika Geiger-Mullera rozpoczęto od podłączenia programatora układów AVR za pomocą kabla z wtyczką IDC-6 do odpowiedniego gniazda programującego na płycie licznika GM. Podłączono także sam programator do komputera, uruchamiając program WinAVR.

W programie ustawiono wymagane parametry oraz otwarto dołączony plik z kodem maszynowym potrzebnym do prawidłowego zaprogramowania licznika GM (DVD:/Kody_źródłowe/Geiger/). Po potwierdzeniu prawidłowości ustawień, przystąpiono do transferu kodu sterującego mikroprocesorem. Kiedy programowanie mikroprocesora Atiny2313V zakończyło się sukcesem, odłączono zasilanie i programator. Ustawiono następnie rezystor nastawny na pozycję wskazującą wartość minimalną i podłączono tubę BOB-33⁴⁴ (Rys. 41).

Ponownie podłączono zasilanie (kontrolując występowanie oznak nieprawidłowego działania) i przystąpiono do regulacji prawidłowego napięcia dostosowując go do plateau⁴⁵ tuby BOB-33. Po prawidłowym wyregulowaniu rezystora nastawnego, zaczęły pojawiać się pierwsze oznaki występowania promieniowania (beta/gamma) w formie impulsów⁴⁶ oraz odpowiadające im błyski diody LED. Projekt licznika GM zawiera przełącznik, dzięki któremu możliwe jest wyłączenie głośnika piezoelektrycznego, pozostawiając tylko funkcjonującą diodę LED. Dzięki temu, w trakcie lotu, możliwe jest zmniejszenie zużycia energii. Dla tuby BOB-33 wykrywalną ilością promieniowania tła jest ~25-27 impulsów na minutę. Certyfikat dostarczony wraz z tubą potwierdzał fakt ilości wykrywanych impulsów. Nie była wymagana dalsza kalibracja

⁴⁴ Produkowany w Polsce odpowiednik tuby SBM-20. <http://www.gstube.com/data/2398/>

⁴⁵ Zakres napięcia, w którym tuba pracuje optymalnie i prawidłowo – w tym wypadku ~385V

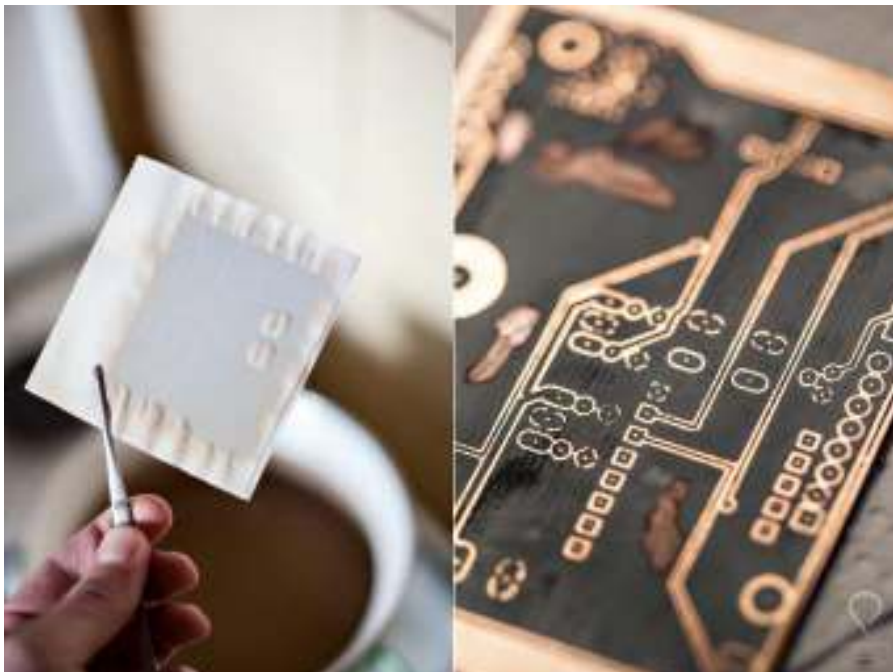
⁴⁶ Głośnik piezoelektryczny generuje charakterystyczne sygnały (kliknięcia) oznaczające wykrycie promieniowania beta lub gamma.

licznika. Niestety, brak jakichkolwiek elementów promieniotwórczych (np. szkła uranowego⁴⁷) uniemożliwiło dalsze sprawdzenie skuteczności licznika. Mimo tego, układ pracuje zgodnie z założeniami projektowymi.

4.5. Komputer pokładowy

Budowa komputera pokładowego przebiegała analogicznie do budowy licznika Geigera-Mullera oraz programatora układów AVR. W trakcie pracy nad modułem, zmieniono lub poprawiono metodykę postępowania podczas realizacji niektórych kroków na podstawie wcześniej zdobytych doświadczeń. Układ ten zawierał również dodatkowe elementy, które nie występowały w poprzednich konstrukcjach i wymagały odmiennej metodyki pracy podczas realizacji. Podczas wycinania i przygotowywania laminatu do termo transferu, pozostawiono większy margines na zewnętrznych konturach płytki, co ułatwiło osadzenie nadruku. Docięcie płytki do prawidłowego kształtu nastąpiło zaraz przed procesem malowania.

1. Wykorzystując zdobyte wcześniej doświadczenia podczas wykonywania termo transferu, osiągnięto pozytywne rezultaty już przy drugiej iteracji tworzenia PCB komputera pokładowego. Dzięki dobraniu odpowiedniej temperatury (170°C) oraz zastosowaniu optymalnego nacisku utworzono nadruk precyzyjny i jednolity.



Rys. 42. Laminat komputera pokładowego po termo transferze.

Czyszczenie i płukanie przebiegało identycznie w stosunku do poprzednich realizacji. Różnicą było dokładniejsze i łatwiejsze usuwanie warstwy papieru kredowego dzięki

⁴⁷ Nieszkodliwego, lecz generującego więcej promieniowania niż *to*.

zastosowaniu prawidłowej temperatury podczas prasowania. Odchodził równomiernie, nie pozostawiając nadmiaru kredy na powierzchni laminatu. Biorąc pod uwagę, że niektóre ścieżki nadrukowane na laminacie są szerokości 10 do 20 mil⁴⁸ a odstępy między nimi wynoszą 5 mil (~0.127mm), rezultat można uznać za wysoce precyzyjny. Niewielkie przetarcia podczas czyszczenia, uzupełniono czarnym, kwasoodpornym markerem, przygotowując laminat do procesu wytrawiania.

2. Proces wytrawiania był analogiczny do wcześniej wykonywanych procesów.



Rys. 43. Proces wytrawiania laminatu komputera pokładowego oraz efekt końcowy procesu.

Brzegi ścieżek były proste, nieposzarpane, na żadnej części płytki nie zanotowano podtrawienia.

3. Krawędzie laminatu przycięto i wyszlifowano, otrzymując zakładany kształt, zgodny z projektem opisanym w rozdziale 3.4.8. Oczyszczanie laminatu z warstwy tonera przeprowadzono za pomocą kąpieli w acetonie. Następnie usunięto pozostałości, przecierając powierzchnię nawilżonym w acetonie ręcznikiem papierowym.
4. Laminat przygotowano do nakładania warstwy ochronnej (solder maski). Za pomocą kolejnego termo transferu, zakryto pola lutownicze.

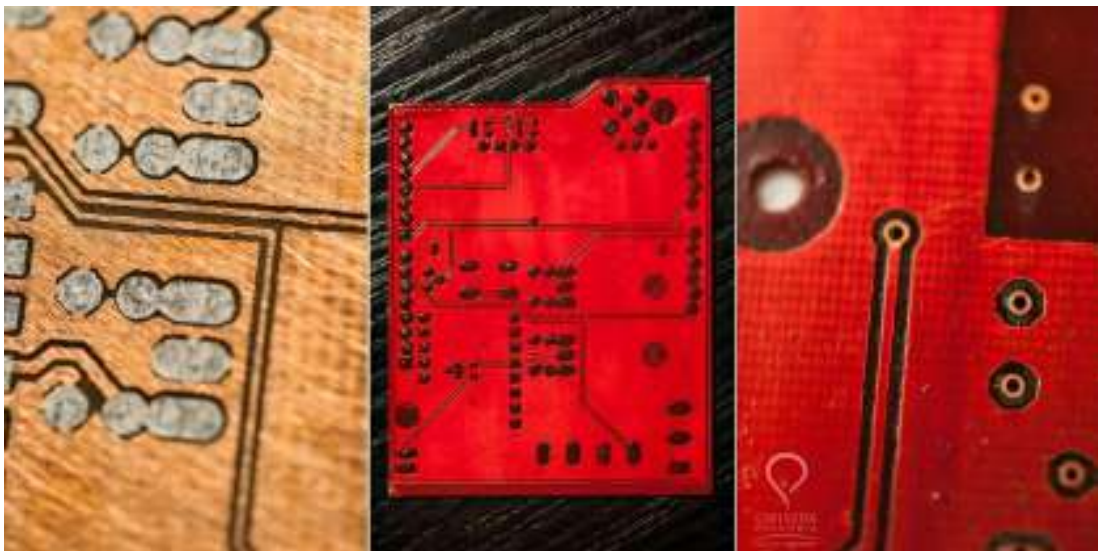
Następnie, zanurzone płytkę w roztworze wytrawiacza na kilka sekund, w celu usunięcia tlenków i zanieczyszczeń z powierzchni miedzi (utworzonych podczas termo transferu). Przystąpiono do malowania. Dzięki zdobytemu doświadczeniu oraz dopra-

⁴⁸ 1 mil = 2.54×10^{-5}

cowaniu techniki nakładania farby, dokładniej pokryto laminat grubszą warstwą lakieru.

Wyrzewanie również udoskonalono, zachowując prawidłowe zamocowanie płytki w trakcie siedmiominutowego pobytu w piekarniku w temperaturze 170°C. Płytkę umocowano na podporach przytwierdzonych do czterech rogów oraz podparto środkową część dłuższych krawędzi, zapobiegając wykrzywianiu się gorącego laminatu. Chłodzenie PCB nie było gwałtowne, lecz przebiegało stopniowo, dzięki czemu utworzona warstwa była twarda i elastyczna. Znacznie poprawiono jakość warstwy w stosunku do poprzednio utworzonych.

5. Oczyszczanie pól lutowniczych przeprowadzono zgodnie z wcześniejszymi procedurami, zanurzając płytkę w kąpielach acetonowej. W trakcie tego procesu odczekano 5 minut zanim przystąpiono do mechanicznego usuwania warstwy tonera i lakieru zakrywających pola lutownicze.



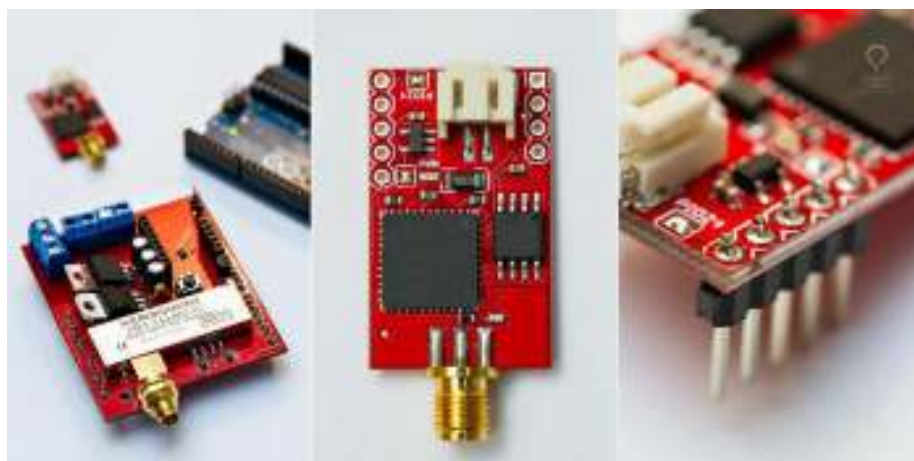
Rys. 44. Proces malowania laminatu komputeraz pokładowego lakierem EnSolder.

Zakryta powierzchnia pól lutowniczych samodzielnie oddzieliła się od laminatu. Wymagane było jedynie, delikatne usunięcie warstwy za pomocą pędzla. Odkryte pola lutownicze posiadały wokół dokładną i równą krawędź solder maski. Również pozostała powierzchnia warstwy nie uległa wytarciu, pozostała gładka i równomierna. Po osuszeniu, ponownie stała się błyszcząca i twarda, zgodnie z oczekiwaniami.

6. Aby oczyścić pola lutownicze przed cynowaniem, zanurzono PCB w roztworze wytrawiacza, na kilka sekund. Takie postępowanie ułatwiało oczyszczanie pól o niewielkich rozmiarach zapewniając czystość powierzchni bez naruszania warstwy solder maski (w przeciwieństwie do mechanicznego oczyszczania). Odstąpiono od cynowa-

nia bezprądowego. Przeprowadzono cynowanie metodą standardową. Prawdłowo oczyszczone pola, łatwo przyjmowały niewielkie ilości cyny. Pole lutownicze zostało podgrzane przez ok. 1 sekundę za pomocą grotu lutownicy. Następnie przyłożono drut cynowy do pola, pozwalając roztopić się cynie, która została przyciągnięta do powierzchni miedzi, formując pierścień i dokładnie pokrywając pole. Istotne jest, aby nie dotykać grotu lutownicy drutem cynowym. Pole lutownicze (warstwa miedzi) musi posiadać odpowiednią temperaturę, aby trwale połączyć się z cyną. Takie postępowanie podczas cynowania, zapewniało prawidłowe połączenie się obu powierzchni, zapobiegając powstawaniu *zimnych lutów*⁴⁹.

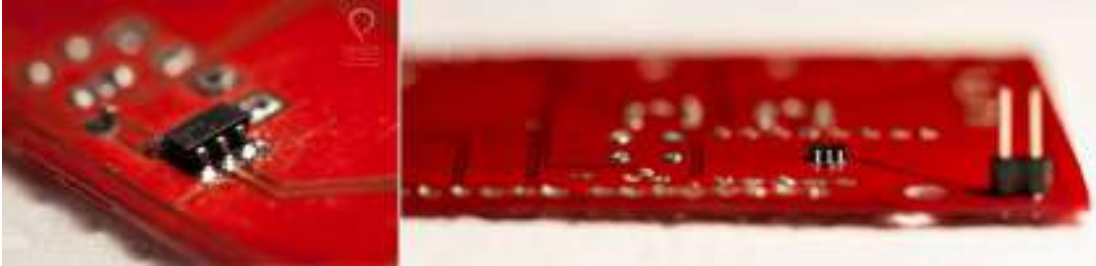
7. Nawiercanie otworów przebiegało analogicznie do poprzednich konstrukcji. Jediną różnicą była kolejność tego kroku. Wykonano go dopiero po procesie cynowania pól lutowniczych. Wcześniej dokonane próby pokazały, że łatwiej było prowadzić wiertło w trakcie wykonywania otworu oraz w momencie przechodzenia wiertła przez przeciwległą powierzchnię laminatu, pole lutownicze nie było narażone na rozerwanie (przy niewielkim odchyleniu od pionu w trakcie nawiercania, błędzie prowadzenia wiertła lub niewielkim błędzie centrowania papieru kredowego podczas termo transferu).
8. Przed lutowaniem jeszcze raz sprawdzono poprawność połączeń między punktami na laminacie. Nie zanotowano zwarcia czy braku połączenia. Wszystkie ścieżki pozytywnie przeszły test. Lutowanie rozpoczęto od drabinki stykowej wlutowanej do otworów na płycie Venus638FLPx, *przelotek* oraz elementów znajdujących się blisko lub pod większymi podzespołami, szczególnie pod gniazdem mocującym płytke GPS.



Rys. 45. Venus GPS przed i po lutowaniu drabinki stykowej.

⁴⁹ Nietrwale połączenie podczas lutowania, powstałe podczas niewłaściwego ogrzewania elementów.

Dodatkowymi elementami niewystępującymi w poprzednich konstrukcjach były podzespoły typu SMD. Ich przylutowanie było trudne ze względu na bardzo mały rozmiar i brak wcześniejszego doświadczenia autorów w lutowaniu takich elementów.



Rys. 46. Jeden z trzech wlutowanych elementów SMD.

Do lutowania trzech buforów nieodwracających typu SMD [28] zastosowano następującą metodykę pracy: pojedynczy element umieszczono za pomocą precyzyjnej pincety na odpowiadającym mu miejscu, gdzie nóżki elementu osadzone zostały na właściwych polach lutowniczych (już pokrytych cyną). Przytrzymując element od góry (pincetą trzymając i dociskając obudowę układu uniemożliwiając jego przesuwanie), rozgrzany grot⁵⁰ lutownicy przesunięto powoli i równomiernie po rzędzie zakończeń układu SMD.

Dzięki temu, cyna znajdująca się na polach lutowniczych uległa stopieniu i połączeniu z wyprowadzeniami układu SMD. Napięcie powierzchniowe cyny zapobiegło zwarciu między połączeniami i przyciągnęło ją tylko do odpowiadającego zakończenia. Schemat postępowania powtórzono z drugiej strony układu oraz podczas lutowania kolejnych elementów.

Następnie przylutowano kolejne podzespoły zgodnie z ich hierarchią określoną wcześniej, podczas ponownej analizy elementów i kolejności ich montażu.

Jako ostatnie lutowano terminale mocujące okablowanie zewnętrzne, wyjście antenowe (gniazdo kątowe SMA) oraz nadajnik radiowy Radiometrix HX1.

Obudowę nadajnika HX1 przylutowano w dwóch punktach do powierzchni PCB, uziemiając (galwanicznym połączeniem z ujemnym biegunem obwodu) i unieruchamiając ją, co skutecznie zapobiegło możliwości wyłamania połączeń.

9. Osadzono następnie moduł GPS (wraz z anteną) w odpowiednim gnieździe. Do terminala podłączono zewnętrzny termometr (LM60), głośnik piezoelektryczny oraz zainstalowano zworkę odcinającą ścieżkę sygnałową prowadzącą do modułu GPS dając

⁵⁰ 385°C jest temperaturą odpowiednią do stopienia cyny a niską na tyle, aby nie uszkodzić układu SMD

możliwość programowania układu⁵¹ komputera pokładowego wejściem USB na układzie Arduino. Podłączono także antenę do wtyku SMA. Tak przygotowany układ osadzono na odpowiadających gniazdach układu Arduino. Po ponownym potwierdzeniu zgodności osadzonych podzespołów ze schematem podłączono komputer i utworzony moduł za pomocą kabla USB. Ten sam kabel dostarczał strumień danych jak i zasilanie dla układu.

Niestety, po dwóch próbach podłączenia układu do innego źródła zasilania (zewnętrzna bateria 9V do wejścia na płycie Arduino oraz do terminalu na płycie komputera pokładowego), układu nie udało się uruchomić. Przystąpiono do analizy problemu.

Pierwszym sygnałem niewłaściwego działania układu, był brak potwierdzenia działania modułu GPS (dioda LED sygnalizująca pracę modułu była wyłączona). Oznaczało to brak odpowiedniego zasilania na stykach modułu GPS. Potwierdził to pomiar multimetrem, napięcie na wyprowadzeniu ścieżki zasilania modułu GPS wynosiło ok 0.1V a powinno być równe 3.3V. Potwierdzono następnie poprawny poziom napięcia na wtykach terminala, wynoszący 9V. Oznaczało to, że problem znajduje się wewnątrz płyty komputera pokładowego. Zauważono, że w trakcie lutowania ominięta została jedna *przelotka*. Mimo uzupełnienia brakującego połączenia, układ nadal nie wykazywał oznak prawidłowego działania. Kolejnym krokiem było sprawdzenie poprawności działania dwóch regulatorów napięcia odpowiedzialnych za dostarczanie modułowi dokładnie 5 V oraz 3.3V. Sprawdzone napięcie w punktach ścieżek doprowadzających zasilanie wynosiło 9V. Problem pojawił się na wyjściu regulatorów. Zmierzone napięcie wynosiło 0.2V. Przeprowadzono dogłębną analizę problemu. W rezultacie stwierdzono niewłaściwe podłączenie wyjść regulatorów napięcia. Spowodowane było to użyciem zamienników⁵² regulatorów pierwotnie zamieszczonych w projekcie. Zakupione zamienniki⁵³ posiadały odpowiednią charakterystykę działania, lecz inny schemat wyprowadzenia połączeń. Fakt ten został pominięty podczas analizy i wyboru zamienników. Do przetestowania poprawnego działania, wylutowano zamienniki regulatorów i podłączono je tymczasowo przy pomocy niewielkich odcinków przewodów umożliwiających poprawną instalację. Po uruchomieniu układu, za-

⁵¹ Ze względu na to, że układ Arduino posiada tylko jedno we/wy typu Serial połączone z portem USB oraz gniazdami na płycie układu, zastosowano technikę przerywania łącza przed programowaniem dając możliwość komunikacji z układem.

⁵² Fakt ten wynikał z braku możliwości zakupu odpowiednich części na terenie Polski.

⁵³ LMS1585 [31] oraz I78s05CV [32]

notowano poprawne działanie. Dla zapewnienia pełnej zgodności, zamówiono i zakupiono regulatory w pełni odpowiadające specyfikacji⁵⁴. Po wylutowaniu zamienników i przylutowaniu właściwych regulatorów, ponownie potwierdzono poprawność działania układu (na podstawie pomiarów napięcia na odpowiednich stykach oraz zgłoszeniu poprawności działania modułu GPS diodą LED).

4.5.1. Programowanie i testowanie komputera pokładowego

Prawidłowe funkcjonowanie obwodów oraz wszystkich podzespołów komputera pokładowego, pozwoliło na rozpoczęcie instalacji firmware'u (DVD:/Kody_źródłowe/komputer/). Przeprowadzono podstawową konfigurację systemu (ustawiając między innymi rodzaj wykorzystanego urządzenia komunikacyjnego, znak wywoławczy SQ9OZD-11 oraz interwał nadawania sygnału). Proces instalacji oprogramowania przeprowadzono podobnie do wcześniejszych realizacji (opisanej w rozdziale 4.3). Do przeprowadzenia poprawnej instalacji, rozłączono zworkę (J5) linii Serial TX połączonej z modułem GPS. Instalacja przygotowanego oprogramowania przebiegła zgodnie z oczekiwaniami



Rys. 47. Komputer pokładowy z zainstalowanym oprogramowaniem sterującym.

Odłączono kabel USB, ponownie osadzono zworkę w złączu J5 i ponownie przeprowadzono test. Kompletny moduł został przeniesiony w miejsce gdzie mógł bez przeszkód odbierać sygnał GPS. Po udanym odebraniu sygnału przez moduł GPS, pojawiła się informacja w postaci dźwiękowej (za pomocą głośnika piezoelektrycznego) o znajdowaniu się komputera pokładowego poniżej 300m n.p.m. Dioda LED na płycie Arduino, wskazująca pracę procesora głównego, zgłaszała prawidłowe funkcjonowanie modułu. Ponownie podłączono kabel USB oraz rozłączono zworkę J5. Po niewielkiej modyfikacji kodu (ustawiono dyrektywę DEBUG na *true*), sprawdzono poprawność funkcjonowania programu sterującego. Zostały wyświetlone w konsoli środowiska *Arduino IDE alpha 0023* dane dotyczące zawartości ramki APRS

⁵⁴ TS2940-33 [33] oraz L4940v5 [34]

oraz informacje o działaniu przerw procesora Atmega. Potwierdzono poprawność działania komputera pokładowego. Ostatnim sprawdzeniem systemu, jaki przeprowadzono, był test komunikacji. Przygotowany moduł wraz z podłączonymi antenami (dipolem usztywnionym, pasywną anteną GPS) oraz zewnętrzną baterią, umieszczono na dachu budynku (na wysokości 18m) gdzie został uruchomiony. Sprawdzając poprawność działania układu wykorzystano aplikację (www.aprs.fi uruchomioną na komputerze przenośnym) wskazującą na mapie obszaru, aktualnie podłączone urządzenia do sieci APRS. Po 4 minutach, zanotowano pojawienie się znaku wywoławczego (odpowiadającemu temu, który został ustawiony w pliku konfiguracyjnym) wraz z danymi telemetrycznymi oraz w prawidłowej pozycji odczytanej z systemu GPS. Test zakończył się sukcesem.

4.5.2. Modyfikacja komputera pokładowego w celu współpracy z modułem pomiaru promieniowania

Pierwotny projekt komputera pokładowego nie przewidywał podłączenia dodatkowych, zewnętrznych urządzeń pomiarowych przekazujących dane używając łącza typu *serial*. Wymagana była modyfikacja oprogramowania i instalacji zewnętrznego połączenia, pełniącego funkcję interfejsu łączącego komputer pokładowy z wyjściem serialowym licznika Geigera-Mullera. Znacznym utrudnieniem był brak sprzętowo obsługiwanego portu typu *serial* w układzie Arduino. Biblioteka *NewSoftSerial* emulująca port serialowy umożliwiła połączenie, jednak sposób jej działania częściowo wykluczył użycie takiego rozwiązania podczas ostatecznego lotu.



Rys. 48. Komputer pokładowy połączony z licznikiem GM.

Utworzony kod⁵⁵ umożliwiał odebranie strumienia danych z licznika GM oraz wyświetlenie go na konsoli programu *Arduino IDE 023* w trybie *debug* (wymagane jest usunięcie zworki J5). Przetestowano także działanie kodu oraz połączenia na module Arduino Mega zawierającego dodatkowe złącza typu *serial*. Jednak ze względu na brak możliwości instalacji płyty komputera pokładowego na wyżej wymienionym układzie nie dokonano dalszej analizy problemu.

⁵⁵ DVD:/Kody_źródłowe/komputer/trackuino/gamma_sensor.cpp

4.6. Programowanie modułu foto-video

Do realizacji skryptu opisanego w rozdziale 3.4.6 zastosowano edytor tekstu Notepad++ oraz *Debugger for SDM uBASIC (SDMUBDB)*⁵⁶, pozwalający na wstępną analizę i *debugowanie*⁵⁷ skryptu przed transferem do pamięci aparatu [29]. Znacznie ułatwiło to proces jego tworzenia ze względu na wcześniejszy brak innej możliwości sprawdzenia poprawności funkcjonowania skryptu jak uruchomienie go na docelowym urządzeniu. Po wielu testach i modyfikacjach, kod skryptu, obsługującego realizowaną funkcjonalność aparatu, posiadał następującą postać:

```
1.  @title GP Foto 0.9b
2.  @param g Sec/Czas (0/1)
3.  @default g 0
4.  @param d Opozn. przed startem (Sec)
5.  @default d 2
6.  @param h Godz
7.  @default h 10
8.  @param m Min
9.  @default m 30
10. @param s Film na start (on/off)
11. @default s 0
12. @param i Interwal (Sec)
13. @default i 5
14. @param v Film (Sec)
15. @default v 10
16. @param n Ilosc zdjec
17. @default n 5
18. rem Wylacza oczekiwanie na impuls z USB
19. sync_off
20. if g = 0 then
21.   sleep_for_seconds d
22. else
23.   sleep_until h, m
24. endif
25. turn_backlight_off
26. rem TEST nagrywanie filmu zaraz po starcie
27. if s = 1 then
28.   shoot_movie_for 180
29. endif
30. s = 0
31. rem end TEST
32. rem Petla glowna
33. while 1
34.   for j = 1 to n
35.     take_photo_now
36.     sleep_for_seconds i
```

⁵⁶ An Interactive Development Environment for SDM uBasic Scripts, Dave Mitchell

⁵⁷ Ang. debug - proces wstępnego usuwania błędów w tworzonym kodzie źródłowym

```
37.   next j
38.   shoot_movie_for v
39.   sleep_for_seconds i
40.   wend
41.   end
```

Linie 1 – 17 inicjalizują domyślne wartości parametrów początkowych. Skrypt umożliwia określenie sposobu opóźnienia (ustawienie wymaganej godziny lub w formie stopera). Kolejne parametry dotyczą ustawień ilości wykonywanych zdjęć oraz przerw między nimi jak i długości przechwytywanego filmu.

Linia 17 jest wymagana do przerywania nasłuchu na porcie USB aparatu. Brak omawianej linii powodował *zamrożenie* wszystkich funkcji aparatu. Ze względu na brak zewnętrznego urządzenia wyzwalającego podłączonego do portu USB funkcja ta została całkowicie wyłączona.

Linie 20 – 25 realizują funkcje opóźnienia wykonywania skryptu oraz wyłączenia tylnego monitora (linia 25).

Linie 27 – 30 odpowiedzialne są za wykonanie pierwszego filmu podczas startu w trakcie pierwszych trzech minut lotu, (aby zarejestrować najbliższą okolicę miejsca startu i pierwsze istotne chwile podczas wznoszenia).

Linie 33 – 41 realizują pętlę główną (przerywaną za pomocą przycisku migawki aparatu lub działającą do wyczerpania baterii), w której ma miejsce wykonywanie zaprojektowanego skryptu. Seria zdjęć oddzielona przerwami, następnie film oraz kolejna przerwa.

Przeprowadzone testy zapewniły poprawność funkcjonowania skryptu oraz aparatów nim sterowanych. Finalna wersja skryptu nie zawierała funkcji zapisującej temperaturę obiektywu oraz matrycy aparatu do pliku dziennika. W środowisku SDM (uBASIC) nie są zaimplementowane funkcje potrzebne do zaawansowanej obsługi aparatu, w przeciwieństwie do języka LUA (skrypty napisane za pomocą języka LUA działały niestabilnie na aparacie Canon A470).

Do poprawnego funkcjonowania aparatu wymagane było także ustawienie opcji w panelu sterowania środowiska SDM. Do wymaganych opcji należało: nadpisanie funkcji ostrości oraz czasu migawki przez skrypt oraz ustawienie poziomu ostrości na nieskończoność (głębia

ostrości⁵⁸ była nieistotna, ze względu na mały rozmiar matrycy i użycie opcji obiektywu szerokokątnego) jak i czasu naświetlania na 1/800s (wymagane do wykonania ostrego i dobrze naświetlonego zdjęcia w trakcie pobytu kapsuły w stratosferze). Uruchomienie skryptu przebiegało w przedstawionej kolejności:

1. należy włączyć aparat w trybie manualnym z zainstalowaną kartą SD, zawierającą SDM wraz ze skryptem,
2. po uruchomieniu i prawidłowym, automatycznym zainstalowaniu się alternatywnego oprogramowania (sugeruje to duży napis określający aktualną wersję oprogramowania), należy nacisnąć przycisk *Druk* (z ang. *Print*) w celu przełączenia funkcji menu na alternatywne oprogramowanie (prawidłowe przełączenie wskazuje znacznik <alt>),
3. przyciskiem *Menu* należy wywołać alternatywne menu i przejść do zakładki *Scripting* (potwierdzając przyciskiem *Set*) oraz w linii *Load script from file* należy (nacisnąć przycisk *Set*) wybrać odpowiedni skrypt o nazwie *GPI_01.bas* (*DVD:/Kody_źródłowe/Foto/*). Poniżej linii, ładującej skrypt, znajdują się opcje domyślne, bezpośrednio dotyczące załadowanego skryptu,
4. dodatkowe opcje należy ustawić w zakładce *Brackt/Override*,
5. uruchomienie oraz zatrzymanie skryptu następuje poprzez naciśnięcie przycisku wyzwalania migawki.

Ze względu na funkcjonowanie alternatywnego oprogramowania w pamięci operacyjnej aparatu, występowały sporadyczne zawieszenia funkcjonowania urządzenia. Tak zablokowany aparat (czarny ekran lub brak reakcji na przyciski) należało pozbawić zasilania (wyciągając baterie na kilka sekund). Jeżeli po ponownym włączeniu występowały podobne objawy, wyłączano aparat oraz włączano go ponownie trzymając wciśnięty przycisk *Print*. Pozwalało to na odzyskanie prawidłowego funkcjonowania tylnego wyświetlacza kontrolnego.

⁵⁸ Przestrzeń zachowująca ostrość przed i za ustawionym punktem ostrości

4.7. Projektowanie identyfikacji wizualnej

Logo musiało zawierać łatwy do identyfikacji przekaz oraz wskazywać na charakter projektu. Planowano, aby logo zawierało minimalną ilość informacji graficznej⁵⁹ oraz czytelną nazwę projektu⁶⁰ z informacją o celu misji. W pierwszej iteracji stworzono następujące propozycje logo (Rys. 50 i Rys. 49).



Rys. 50. Pierwsza wersja logo projektu Gwiazda Południa.



Rys. 49. Druga wersja logo projektu Gwiazda Południa.

⁵⁹ Sygnet – graficzna część logo

⁶⁰ Logotyp – tekstowa część logo

Przedstawione logotypy, zawierały odpowiednie informacje jednak nie charakteryzowały się prostotą oraz akceptowalną estetyką. Podczas kolejnej iteracji tworzenia logotypu otrzymano następujące rezultaty (Rys. 51 oraz Rys. 52):



Rys. 51. Trzecia wersja logo Projektu Gwiazda Południa.



Rys. 52. Czwarta wersja logo projektu Gwiazda Południa.



Rys. 53. Piąta, finalna wersja logo projektu Gwiazda Południa. Zaprezentowane na przykładowym, ciemnym tle.

Proces tworzenia logotypu zakończono powyższą realizacją (Rys. 53). Utworzone logo charakteryzowało się prostotą (minimalistyczną formą), czytelnością, bezpośrednią identyfikacją charakteru i celu projektu, lecz nie bezpośrednim odniesieniem do kształtu formy ogólnej. Czyste linie sugerują kształt balonu oraz zarysy kuli ziemskiej. Użycie otwartej konstrukcji logo oraz wykorzystanie jednego koloru, dawało możliwość prezentacji na wielu niezależnych tłach. Estetyka utworzonego logotypu spełniła postawione wcześniej założenia.

Do utworzenia logo, zastosowano program graficzny Photoshop CS5.5⁶¹. Na podstawie wstępnej koncepcji za pomocą narzędzia *Pen tool* (krzywe Béziera) utworzono zarys logo. Po wypełnieniu powierzchni, dostosowaniu kolorów, dodaniu tekstu i zakończeniu tworzenia grafiki, wyeksportowano logo do uniwersalnego formatu EPS⁶². Pozwoli to w razie konieczności na powiększanie lub zmniejszanie logo według potrzeb, bez utraty jakości.

⁶¹ DVD:/Zdjęcia_i_grafika/logo/logo_gp_1.0.psd

⁶² DVD:/Zdjęcia_i_grafika/logo/logo_gp_1.0.eps

5. Procedury postępowania i przygotowania do startu

Przed startem kapsuły, balon należy napełnić gazem nośnym. Wymaga to przygotowania stanowiska oraz butli z gazem i reduktora ciśnienia, potrzebnego do bezpiecznego napełnienia. Wcześniej jednak wymagane jest prawidłowe uruchomienie wszystkich modułów oraz przetestowanie ich funkcjonowania. Należy wyeliminować wszystkie błędy występujące w trakcie testów. Potwierdzić należy również komunikację z systemem APRS oraz potwierdzić odbieranie wiadomości z zapasowego modułu odzyskiwania po lądowaniu. Ze względu na konieczność wypuszczenia kapsuły o ustalonej godzinie w formularzu przekazanym do PAŻP, wszystkie czynności muszą być wykonane odpowiednio wcześniej, aby kapsuła wraz z systemem nośnym była gotowa na ustaloną godzinę. Należy także poinformować wszystkie osoby (odpowiedzialne za śledzenie i poszukiwanie kapsuły) o starcie i potwierdzić pozytywną identyfikację kapsuły na mapie systemu APRS.

5.1. Procedury startowe

Na potrzeby projektu zostały przygotowane procedury startowe (Załącznik 1 i 2). Miały one zapewnić spełnienie wszystkich wymaganych czynności przedstartowych, potrzebnych do prawidłowego przeprowadzenia lotu. Lista zawiera spis czynności do wykonania w dniu startu oraz takich, które musiały zostać wykonane w dniach poprzedzających start. Każda osoba odpowiedzialna za start otrzymuje egzemplarz, upewniając się, że wszystkie czynności zostały dokładnie wykonane.

5.2. Odzyskiwanie kapsuły po lądowaniu

W momencie wypuszczenia kapsuły tracona jest nad nią kontrola. Dzięki warunkom atmosferycznym (wiatrom poziomym i pionowym) przewidziana trasa lotu jest modyfikowana w sposób mniej lub bardziej przewidywalny. Wymaga to podążania za kapsułą, śledząc jej trasę. W chwili, w której pęka balon, kapsuła zaczyna poruszać się z prędkością ponad 233 km/h (ze względu na znikomy opór powietrza w stratosferze). Po osiągnięciu wysokości, na której gęstość powietrza jest wystarczająca, aby rozłożyć i wypełnić spadochron, kapsuła zaczyna zwalniać nadal poruszając się z prędkością ponad 20m/s. Odpowiednie dopasowanie spadochronu pozwala na wyhamowanie kapsuły do średniej prędkości 4 - 5m/s. Wtedy właśnie kapsuła narażona jest na znaczne odchylenia od zakładanej trasy lotu. Osoby odpowiedzialne za odzyskanie kapsuły muszą poruszać się za kapsułą w trakcie trwania lotu. Odległość między nimi a kapsułą powinna być na tyle niewielka, aby po zejściu kapsuły do wysokości gdzie może zostać zauważona nastąpiła szybka identyfikacja miejsca upadku. Pozwala

to uniknąć przypadkowego zniszczenia lub przemieszczenia się kapsuły oraz ułatwia odzyskanie ładunku w trudnym terenie. Jednak nie zawsze jest możliwe podążanie za kapsułą wystarczająco szybko. W takim wypadku pomocny jest system odzyskiwania po lądowaniu. Telefon umieszczony w kapsule (zapasowy system pozycjonowania), zgodnie z oczekiwaniami powinien wysyłać raz na minutę wiadomość SMS (po przekroczeniu wysokości ~600 n.p.m.) zawierający aktualną pozycję. Dla zwiększenia skuteczności identyfikacji miejsca lądowania, komputer pokładowy uruchamia głośnik piezoelektryczny (po zejściu kapsuły do wysokości 2500m ze względu na możliwość lądowania kapsuły w terenie górzystym) emitujący w odstępach czasu głośne sygnały dźwiękowe.

6. Wnioski końcowe

Zakładane, podstawowe cele konstrukcyjne zostały osiągnięte. Wszystkie potrzebne elementy i układy zostały zbudowane, zaprogramowane oraz przetestowane z pozytywnym rezultatem. Doświadczenie pozyskane podczas realizacji projektu pozwoli na dalszy rozwój zainteresowań związanych z układami wbudowanymi oraz eksploracją przestrzeni powietrznej i *bliskiej przestrzeni kosmicznej*.

Głównym, nieosiągniętym celem a tym samym finalnym stadium projektu był start kapsuły i pozyskanie danych. Kolejnym niezrealizowanym celem było pozytywne połączenie licznika Geigera-Mullera z komputerem pokładowym. Osiągnięto część tego celu, dane przekazywane przez licznik zostały odczytane przez komputer pokładowy, jednak nie udało się połączyć odczytania danych wraz z przekazaniem ich do ciągu APRS. Ze względu na całkowitą wagę układu, zrezygnowano z implementacji modułu odcinania umożliwiającego awaryjne odcięcie balonu na podstawie danych z komputera pokładowego, w wypadku np. osiągnięcia naturalnej wyporności balonu (ani się nie wznosi, ani nie opada) lub zbyt odległemu odejściu od planowanej trasy lotu gdzie odzyskanie kapsuły byłoby nieopłacalnym przedsięwzięciem. Przewidziano zabezpieczenie przed ewentualnym wystąpieniem tego problemu i opisano je w podrozdziale 6.1). Skrypt sterujący aparatami fotograficznymi również nie został zaprogramowany zgodnie z początkowymi założeniami. Nie zawiera części odpowiedzialnej za zapisywanie stanu czujników temperatury wewnątrz aparatu do pliku dziennika na karcie SD. Nie jest to jednak funkcja krytyczna i została pominięta bez szkody w działaniu całego skryptu.

6.1. Opis zamierzeń związanych z wysłaniem kapsuły

Po ukończonej budowie oraz przygotowaniu wymaganych formalności, *Gwiazda Południa* gotowa była do finalnej części projektu.

Ze względu na ograniczenia fizyczne układu Arduino Uno oraz niewydajnej implementacji biblioteki *NewSoftSerial* obsługującej emulację portu typu Serial, bierze się pod uwagę ograniczenie połączenia tych dwóch układów podczas pierwszego lotu testowego. Do prawidłowego działania połączonych układów, rozwiązaniem jest zastosowanie układu Arduino Mega posiadającego 5 złącz serialowych, lecz wymaga to przeprojektowania nakładki komputera pokładowego ze względu na inny rozkład połączeń.

Zważywszy na brak modułu odcinania awaryjnego, ilość gazu, którym zostanie napełniony balon zostanie zwiększona o ~1%. Pozwoli to na niewiele wcześniejsze osiągnięcie krytycz-

nej wielkości balonu, gwarantując jego pęknięcie, mając tym samym pewien margines (zapas) wysokości, na której może osiągnąć to stadium.

Planowane wypuszczenie balony przewidziane jest na okres późnowiosenny lub letni ze względu na warunki pogodowe. Okresy te charakteryzują się statystycznie mniejszą ilością wiatrów niż pozostałe pory roku. Godzina startu powinna zostać ustalona na wczesne godziny ranne, co również ma wpływ na występowanie wiatrów. Chłodna powierzchnia ziemi oraz jeszcze nienagrzane powietrze pozwalają na zachowanie bezwietrznych warunków w troposferze. Taka godzina pozwala także uniknąć ewentualnego kontaktu kapsuły z postronnymi ludźmi podczas lądowania. Spis czynności bezpośrednio związanych z przygotowaniem do startu zawarty jest w załączniku nr 1.

6.2. Opis zamierzeń rozwoju przyszłych projektów

Tak szeroki wachlarz zagadnień zebrany w realizacji jednego projektu daje możliwość zastosowania wielu różnych rozwiązań. Pozostawia to także miejsce na dodatkowe usprawnienia lub modyfikacje dotychczas utworzonego systemu. Kolejne projekty mogą zostać rozszerzone o następujące funkcje i usprawnienia:

- ❖ mniejsza waga kapsuły,
- ❖ miernik zużycia baterii głównej,
- ❖ zapewnienie pełnej współpracy między modułami komputera oraz licznika GM
- ❖ nowe czujniki: gazów, UV, akcelerometr, hallotron,
- ❖ przesyłanie video on-line,
- ❖ komunikacja w dwie strony (up-link, down-link),
- ❖ sterowanie funkcjami kapsuły ze stacji naziemnej,
- ❖ przesyłanie zdjęć on-line,
- ❖ dodanie elementów eksperymentalnych opartych na biologicznych próbkach: bakterie, proste organizmy, pleśń,
- ❖ rozszerzenie rejestratora promieniowania w formie wielopoziomowej matrycy rejestrującej wartość ładunku oraz kierunek poruszania się cząstki,
- ❖ umieszczenie materiału wrażliwego na promieniowanie (folia RTG) pozwalającego na sprawdzenie poziomu promieniowania w formie graficznej (nawet w formie wielopoziomowej),
- ❖ dodanie standardowego filmu 35mm w szczelnym pojemniku spełniającego podobną funkcję jak materiał RTG,

- ❖ zbudowanie, dodanie i przetestowanie skuteczności działania prototypu reduktora gazu nośnego (Rozdział 3.4.10),
- ❖ dodanie rejestratora danych telemetrycznych oraz lotu na karcie SD,
- ❖ rozszerzenie zabezpieczeń przez dodanie drugiego modułu komunikacji działającego na częstotliwości 433MHz,
- ❖ uzupełnienie modułu odzyskiwania o zapasowe zasilanie oraz mocną diodę LED, do sygnalizacji świetlnej ułatwiającej poszukiwania,
- ❖ zbudowanie odbiornika TNC (naziemnej, mobilnej stacji pozwalającej na niezależny odbiór sygnałów oraz pakietów z kapsuły podczas lotu),
- ❖ dodanie ładunku w postaci szybowca sterowanego zdalnie, podwieszono pod kapsułę i uwalnianego w stratosferze,
- ❖ dodatkowy moduł rejestracji obrazu, umieszczony na ruchomej platformie, dający możliwość zdalnego sterowania, pomagający w utworzeniu szerokich panoram oraz kierowanie obiektywu aparatu na interesującą część przestrzeni.

Powyższe, dodatkowe funkcje oraz usprawnienia są interesującymi przykładami na to, że omawiany projekt można nadal rozwijać. Jednym z projektów może być modyfikacja idei, odchodząc w stronę utworzenia mikrosatelity (cubeSat). Założenia te nasuwają również potrzebę stworzenia oprogramowania umożliwiającego sterowania zakładanymi funkcjami za pomocą jednego systemu, który gromadziłby również przesyłane dane i prezentował je w formie graficznej w czasie prawie rzeczywistym.

7. Wykaz tabel, ilustracji i wzorów

7.1. Zdjęcia, rysunki, ilustracje

RYS. 1. OGÓLNY KSZTAŁT ZEWNĘTRZNY PROJEKTU.	14
RYS. 2. POGLĄDOWA TRASA LOTU KAPSUŁY (SKALA NIE JEST ZACHOWANA).....	15
RYS. 3. OGÓLNY KSZTAŁT KAPSUŁY. PRZEKRÓJ WRAZ Z WYMIARAMI.	18
RYS. 4. PRZEKRÓJ POPRZECZNY PRZEZ KAPSUŁĘ WRAZ Z PALETĄ I PRZEGRODAMI	20
RYS. 5. PORÓWNANIE SYNTHOS XPS DO STANDARDOWEGO STYROPIANU.	21
RYS. 6. ELEMENTY KONSTRUKCYJNE LINY NOŚNEJ ORAZ UKOŃCZONA JUŻ LINKA Z PIERŚCIENIEM.	22
RYS. 7. KAPSUŁA W RĘKAWIE NOŚNYM. NA JEDNEJ ZE ŚCIAN UMIESZCZONO OKNO INFORMACYJNE.	23
RYS. 8 OPÓR SPADOCHRONU. OPRACOWANIE WŁASNE.	28
RYS. 9. DIPOL PÓŁFALOWY WRAZ Z POWIĘKSZENIEM MIEJSCA POŁĄCZENIA KABLA RG-174 Z AKTYWNYMI ELEMENTAMI ANTENY.	31
RYS. 10. ANTENA CĆWIERĆFALOWA TYPU GP. NA RYSUNKU PRZEDSTAWIONO WIDOK OGÓLNY ORAZ POWIĘKSZENIE.	33
RYS. 11. WTYK GSMA-P. ŹRÓDŁO: HTTP://WWW.CYFRONIKA.COM.PL/WTYKI_SMA.HTM	34
RYS. 12. KABEL RG-174 Z WTYKIEM SMA-RP.	36
RYS. 13. VENUS638FLPX-L.	39
RYS. 14. APARATY CANON A470 I KARTY SD 8GB KINGSTON.	41
RYS. 15. BATERIE <i>ENERGIZER ULTIMATE LITHIUM</i> ORAZ POJEMNIKI ŁĄCZĄCE JE W PAKIETY.	44
RYS. 16. SCHEMAT POGLĄDOWY UKŁADU LICZNIKA GEIGERA-MULLERA. ŹRÓDŁO: MIGHTYOHM.COM/GEIGER	46
RYS. 17. TUBA GEIGERA MULLERA BOB-33.	47
RYS. 18. SCHEMAT POGLĄDOWY UKŁADU KOMPUTERA POKŁADOWEGO. ŹRÓDŁO: TRACKUINO.ORG	49
RYS. 19. POGLĄDOWY RZUT REDUKTORA OBJĘTOŚCI GAZU.	50
RYS. 20. SYMULACJA TRASY LOTU KAPSUŁY. MIEJSCE STARTU: NOWY SĄCZ, PLAC RATUSZOWY.	53
RYS. 21. SYMULACJA TRASY LOTU KAPSUŁY. MIEJSCE STARTU: OKOLICE MIEJSCOWOŚCI SZCZUCIN.	54
RYS. 22. PROSTA WYCINARKA TERMICZNA DO STYROPIANU.	56
RYS. 23. NANOSZENIE NA STYRODUR KSZTAŁTU ŚCIAN KAPSUŁY DO PÓŹNIEJSZEGO WYCIĘCIA.	57
RYS. 24. WYCINANIE OTWORÓW WIZYJNYCH DLA APARATÓW FOTOGRAFICZNYCH.	58
RYS. 25. GOTOWA KAPSUŁA, PALETA Z MODUŁAMI ORAZ CZĘŚĆ DOLNA ZAWIERAJĄCA BATERIE I APARATY.	58
RYS. 26 GOTOWA KAPSUŁA WRAZ Z POKRYWĄ I OTWORAMI WIZYJNYMI.	59
RYS. 27. POKRYWA KAPSUŁY Z TAŚMAMI VELCTO.	59
RYS. 28. GOTOWY RĘKAW NOŚNY.	60
RYS. 29. JEDNA Z LIN NOŚNYCH Z PĘTLĄ I PIERŚCIENIEM.	60
RYS. 30. ANTENA TYPU DIPOL. MIEJSCE POŁĄCZENIA KABLA RG-174 DO AKTYWNYCH ELEMENTÓW ANTENY. CZERWONYM ODCINKIEM IZOLACJI ZAZNACZONO RADIATOR.	61
RYS. 31. TESTOWANIE GŁÓWNEJ ANTENY NADAWCZEJ (DIPOL).	62
RYS. 32. ZRZUT EKRANU, ZAWIERAJĄCY MAPĘ APLIKACJI APRS.FI Z WIZUALIZACJĄ UDANEGO POŁĄCZENIA Z NAJBLIŻSZYM DIGIPEATEREM. ŻAKŁADKA POKAZUJE RÓWNIEŻ DANE PRZEKAZANE PRZEZ CZUJNIKI KOMPUTERA POKŁADOWEGO, WYSŁANE PRZEZ SYSTEM APRS I WYŚWIETLONE NA MAPIE.	63

RYS. 33 ARDUINO UNO R3.....	63
RYS. 34. SCHEMAT PROGRAMATORA PRZENIESIONY NA LAMINAT DWUSTRONNY.	64
RYS. 35. GOTOWY UKŁAD PROGRAMATORA Z PRZEWODEM PODŁĄCZONYM DO DOCELOWEGO UKŁADU.	65
RYS. 36. DWUSTRONNY LAMINAT Z NANIESIONYM SCHEMATEM LICZNIKA GEIGERA-MULLERA.	67
RYS. 37. WYTRAWIONY LAMINAT UKŁADU LICZNIKA GEIGERA-MULLERA.	68
RYS. 38. UTWORZONA WARSTWA OPISOWA NA LAMINACIE LICZNIKA GEIGERA-MULLERA.	69
RYS. 39. LAMINAT LICZNIKA GM PRZED I PO MALOWANIU LAKIEREM ENSOLDER.	70
RYS. 40. PCB LICZNIKA GM Z WLUTOWANYMI ELEMENTAMI ORAZ PRZELOTKI W GNIEZDZIE PROCESORA.....	73
RYS. 41. PŁYTA LICZNIKA GM Z WLUTOWANYMI ELEMENTAMI I PROCESOREM ATMEGA.	74
RYS. 42. LAMINAT KOMPUTERA POKŁADOWEGO PO TERMO TRANSFERZE.	76
RYS. 43. PROCES WYTRAWIANIA LAMINATU KOMPUTERA POKŁADOWEGO ORAZ EFEKT KOŃCOWY PROCESU.....	77
RYS. 44. PROCES MALOWANIA LAMINATU KOMPUTERAZ POKŁADOWEGO LAKIEREM ENSOLDER.	78
RYS. 45. VENUS GPS PRZED I PO LUTOWANIU DRABINKI STYKOWEJ.	79
RYS. 46. JEDEN Z TRZECH WLUTOWANYCH ELEMENTÓW SMD.....	80
RYS. 47. KOMPUTER POKŁADOWY Z ZAINSTALOWANYM OPROGRAMOWANIEM STERUJĄCYM.	82
RYS. 48. KOMPUTER POKŁADOWY POŁĄCZONY Z LICZNIKIEM GM.....	83
RYS. 49. DRUGA WERSJA LOGO PROJEKTU GWIAZDA POŁUDNIA.....	87
RYS. 50. PIERWSZA WERSJA LOGO PROJEKTU GWIAZDA POŁUDNIA.	87
RYS. 51. TRZECIA WERSJA LOGO PROJEKTU GWIAZDA POŁUDNIA.	88
RYS. 52. CZWARTA WERSJA LOGO PROJEKTU GWIAZDA POŁUDNIA.	88
RYS. 53. PIĄTA, FINALNA WERSJA LOGO PROJEKTU GWIAZDA POŁUDNIA. ZAPREZENTOWANE NA PRZYKŁADOWYM, CIEMNYM TLE. ..	88

7.2. Wzory

[3.1]	28
[3.2]	31
[3.3]	32
[3.4]	36
[3.5]	36

7.3. Załączniki

ZAŁĄCZNIK 1.	PROCEDURY PRZEDSTARTOWE
ZAŁĄCZNIK 2.	PROCEDURY STARTOWE
ZAŁĄCZNIK 3.	FORMULARZ PAŻP, ZGŁOSZENIE STARTU BALONU
ZAŁĄCZNIK 4.	ŚWIADECTWO KLASY A, MACIEJ DENENFELD
ZAŁĄCZNIK 5.	ŚWIADECTWO KLASY A, RENATA MYRLAK
ZAŁĄCZNIK 6.	POZWOLENIE RADIOWE KATEGORII 1
ZAŁĄCZNIK 7.	PŁYTA DVD ZAWIERAJĄCA KODY ŹRÓDŁOWE, SCHEMATY, DODATKOWE ZDJĘCIA ORAZ FILMY

8. Bibliografia

- [1] Praca zbiorowa, „1337arts - Project Icarus,” 2009. <http://space.1337arts.com/>. [Data odczytu: 22 Luty 2013].
- [2] A. Karpenko, „High ALtitude Object,” 2007. <http://www.natrium42.com/halo/flight2/>. [Data odczytu: 25 Luty 2013].
- [3] L. ". Urbański, „Cygnum High Altitude Balloon,” 2006. <http://moo.pl/~tygrys/balloon/polish.html> . [Data odczytu: 24 Luty 2013].
- [4] Javi, „Trackuino.org,” <http://www.trackuino.org>. [Data odczytu: 23 Luty 2013].
- [5] „Arduino,” 2013. <http://www.arduino.cc/>. [Data odczytu: 26 Luty 2013].
- [6] L. P. Verhage, „Near Space - Chapter 0,” 2005. <http://www.parallax.com/Portals/0/Downloads/docs/cusapps/NearSpace0.pdf>. [Data odczytu: 12 Luty 2013].
- [7] Urząd Lotnictwa Cywilnego, „Załącznik nr 15 do Konwencji o międzynarodowym lotnictwie cywilnym,” Lipiec 2010. http://www.ulc.gov.pl/_download/prawo/prawo_miedzynarodowe/konwencje/zal_15_wyd_13_zm_36.pdf . [Data odczytu: 17 Luty 2013].
- [8] Synthos, „Synthos XPS” <http://cdn13.pb.smcloud.net/t/files/30/d7/92/30d792e6a0200085.pdf>. [Data odczytu: 27 Luty 2013].
- [9] Kaymont Consolidated Industries, „Near Space Photography,” 2013. http://kaymontballoons.com/Near_Space_Photography.html . [Data odczytu: 26 Luty 2013].
- [10] Hwoyee, „Hwoyee Baloons,” 2009. <http://www.hwoyee.com/base.asp?scclassid=521>. [Data odczytu: 24 Luty 2013].
- [11] Rocketman, „Rocketman Recovery,” 2013. <http://www.the-rocketman.com/recovery.html>. [Data odczytu: 26 Luty 2013].
- [12] Random Solutions, „Parachutes,” 2013. http://randomsolutions.co.uk/Random_Aerospace/Parachutes.html. [Data odczytu: 1 Marzec 2013].

- [13] L. P. Verhage, „Near Space - Chapter 4,” 2005.
<http://www.parallax.com/Portals/0/Downloads/docs/cusapps/NearSpace4.pdf>. [Data odczytu: 25 Styczeń 2013].
- [14] SATEC, „RG-174”
<http://www.ceto.com.pl/uploads/attachments/3965/9d402936976fcec0990e8c83dacc4ea5.pdf>. [Data odczytu: 3 Luty 2013].
- [15] The APRS Working Group, APRS PROTOCOL REFERENCE, 1.0 red., Tucson: Tucson Amateur Packet Radio Corp, 2000.
- [16] Sparkfun, „Venus GPS Logger with SMA Connector,” 2012.
<https://www.sparkfun.com/products/10920>. [Data odczytu: 16 Październik 2012].
- [17] GyokovSolutions, „Search4Me,” GyokovSolutions, 21 Styczeń 2013.
<https://play.google.com/store/apps/details?id=com.gyokov.smsemergency>. [Data odczytu: 22 Luty 2013].
- [18] „CHDK Wiki,” 2013. <http://chdk.wikia.com/wiki/CHDK>. [Data odczytu: 27 Styczeń 2013].
- [19] CHDK, „CHDK In Brief,” 2013. http://chdk.wikia.com/wiki/CHDK_in_Brief. [Data odczytu: 27 Styczeń 2013].
- [20] Muttyan, „Stereo Data Maker,” 2013. <http://stereo.jpn.org/eng/sdm/index.htm>. [Data odczytu: 25 Styczeń 2013].
- [21] Energizer, „ENERGIZER L91 Datasheet,” <http://data.energizer.com/PDFs/191.pdf>. [Data odczytu: 5 Marzec 2013].
- [22] Sanyo, „Sanyo Eneloop Datasheet,”
http://www.eneloop.info/fileadmin/EDITORS/ENELOOP/DATA_SHEETS/HR-3UTGA_data_sheet.pdf. [Data odczytu: 5 Marzec 2013].
- [23] J. Keyzer, „MightyOhm Geiger Counter,”
<http://mightyohm.com/blog/products/geiger-counter/>. [Data odczytu: 6 Marzec 2013].
- [24] Javi, „HabTracker,” <http://code.google.com/p/trackuino/wiki/HabTracker>. [Data odczytu: 27 Luty 2013].
- [25] Cadsoft, „EAGLE PCB Software,” <http://www.cadsoftusa.com/eagle-pcb-design-software/product-overview/?language=en>. [Data odczytu: 26 Luty 2013].
- [26] R. Bohn, „Mega ISP,” <http://code.google.com/p/mega-isp/>. [Data odczytu: 12 Luty 2013].

- 2013].
- [27] M. Kochniarczyk, „Instrukcja wykonania solder-maski,”
http://www.ensyst.pl/szablon/files/INST_En_Solder.pdf. [Data odczytu: 15 Luty 2013].
- [28] ON Semiconductor, „Noninverting Buffer MC74VHC,” 2012.
http://www.onsemi.com/pub_link/Collateral/MC74VHC1GT125-D.PDF.
- [29] D. Mitchell, „An Interactive Development Enviroment for SDM,”
<http://www.zenoshrdlu.com/kapstuff/zsdmubdb.html>. [Data odczytu: 10 Luty 2013].
- [30] P. L. Verhage, Near Space, 1.0 red., Parallax Inc, 2005.
- [31] National Semiconductor, „LMS1585 Datasheet,”
<http://www.farnell.com/datasheets/36807.pdf>. [Data odczytu: 16 Luty 2013].
- [32] ST, „L78s05CV Datasheet,”
http://www.st.com/internet/com/TECHNICAL_RESOURCES/TECHNICAL_LITERATURE/DATASHEET/CD00000449.pdf. [Data odczytu: 16 Luty 2013].
- [33] T. Semiconductor, „TS2940 1A Ultra Low Dropout Voltage Regulator Datasheet,”
http://www.taiwansemi.com/DSfile/TS2940_C07.pdf. [Data odczytu: 16 Luty 2013].
- [34] ST, „L4940v5 VERY LOW DROP 1.5A REGULATORS Datasheet,”
<http://www.datasheetcatalog.org/datasheet/stmicroelectronics/2141.pdf>. [Data odczytu: 16 Luty 2013].
- [35] Halliday i Resnick, Podstawy fizyki.
- [36] Kosmiczna Polska, „Przegląd polskich programów Near Space,” 15 Luty 2012.
<http://www.kosmicznapolska.pl/aktualnosci/369-15-02-12.html>. [Data odczytu: 26 Luty 2013].
- [37] K. Kożuchowski, Atmosfera, klimat, ekoklimat, Warszawa, 1998.
- [38] J. Devoldere, Low Band Dxing, 2005.