



POLITECHNIKA GDAŃSKA
Wydział Elektroniki, Telekomunikacji
i Informatyki



Grzegorz Śmigielski

**System zrzutu kapsuły wodnej
do wybuchowego wytwarzania
aerozolu wodnego**

Rozprawa doktorska

Promotor:

prof. dr hab. Roman Dygdała
Wydział Technologiczny
Wyższa Szkoła Gospodarki
w Bydgoszczy
dr hab. inż. Wojciech Toczek
Wydział Elektroniki, Telekomunikacji
i Informatyki
Politechnika Gdańska

Gdańsk, 2011

Praca zrealizowana w ramach projektu rozwojowego
Nr R00-O0003/3

Spis treści

Spis treści.....	1
Wykaz skrótów i oznaczeń – alfabet łaciński.....	3
Wykaz skrótów i oznaczeń – alfabet grecki	4
Akronimy.....	4
1. Wstęp.....	5
1.1. Motywacja.....	5
1.2. Cel i teza pracy.....	6
1.3. Organizacja pracy.....	7
2. Wybuchowe wytwarzanie aerozolu wodnego i wodno – proszkowego.....	9
3. Obecnie stosowane metody gaszenia pożarów z powietrza	17
4. Założenia dotyczące działania i budowy systemu.....	21
5. Globalny system pozycjonowania	23
5.1. Sygnał satelitarny GPS.....	26
5.2. Metody pomiarów współrzędnych	27
5.3. Wyznaczanie wysokości (Z) mierzonego punktu	28
5.4. Błędy wyznaczania pozycji GPS.....	29
5.5. System ASG-EUPOS	31
5.6. Inne systemy pozycjonowania	32
6. Analiza lotu kapsuły wodnej	33
6.1. Opory występujące podczas lotu kapsuły wodnej.....	33
6.2. Równania opisujące lot kapsuły wodnej	34
6.3. Analiza równań opisujących lot kapsuły – możliwości analitycznego rozwiązania równań.....	37
6.3.1. Sposób I.....	37
6.3.2. Sposób II	39
6.4. Numeryczne rozwiązanie równań opisujących lot kapsuły wodnej.....	40
6.5. Analiza teoretyczna błędu trafienia kapsuły w cel.....	44
7. System zrzutu kapsuły wodnej.....	48
7.1. Pokładowy komputer sterujący	48
7.2. Odbiornik GPS	51
7.3. System przekazywania danych.....	52
7.3.1. Budowa systemu sterowania i zbierania danych.....	53
7.3.2. Realizacja sieci transmisji danych.....	53
7.3.3. Podstawowa sieć radiowa.....	54
7.3.4. Zapasowa sieć radiowa.....	55
7.3.5. Mikrokomputery komunikacyjne	57
7.3.6. Specyfikacja protokołów komunikacyjnych	58
7.3.7. Budowa oprogramowania komunikacyjnego.....	63

7.3.8.	Serwer systemu sterowania	64
7.3.9.	Oprogramowanie serwera	65
7.3.10.	Budowa bazy danych	66
7.3.11.	Aplikacja obsługi stanowiska dowodzenia	67
7.3.12.	Aplikacja odczytu bazy danych.....	68
7.4.	Zapalnik programowalny	69
7.5.	Budowa aplikacji komputera pokładowego	74
7.6.	Praktyczna realizacja systemu sterowania zrzutem	76
7.6.1.	Odbiór i analiza danych z GPS	77
7.6.2.	Odbiór danych z komputera naziemnego (serwera).....	79
7.6.3.	Główna część obliczeniowa	81
7.6.4.	Komunikacja z zapalnikiem programowalnym.....	84
7.6.5.	Wysłanie danych do komputera naziemnego (serwera).....	86
7.6.6.	Wysyłanie informacji do panelu pilota	89
8.	Analiza prób doświadczalnych.....	91
8.1.	Badania – pierwszy etap.....	91
8.2.	Badania – drugi etap.....	112
8.2.1.	Testy aparatury	112
8.2.2.	Prace eksperymentalne i uzyskane podczas nich wyniki	113
8.3.	Badania – trzeci etap	123
8.4.	Analiza teoretyczna niepewności trafienia kapsuły w cel.....	131
9.	Podsumowanie	135
	Bibliografia.....	138
	Dodatek A Wpływ wiatru bocznego na lot kapsuły.....	143
	Dodatek B Metody Rungego-Kutty.....	145
	Dodatek C Wyniki przeprowadzonych symulacji	148
	Dodatek D System PXI.....	151
	Dodatek E Środowisko LabVIEW	154
	Dodatek F Komunikacja odbiorników GPS z innymi urządzeniami	155
	Dodatek G Specyfikacja techniczna odbiornika GPS typu GX1230GG i kontrolera RX1210T.....	158
	Dodatek H Parametry radiomodemu Sateline 3AS 869	159
	Dodatek I Opis zapalnika programowalnego	160
I.1	Programator.....	161

Wykaz skrótów i oznaczeń – alfabet łaciński

a	przyspieszenie
A	pole powierzchni czołowej
b	uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego wyznaczany dla ciała poruszającego się w płaszczyźnie poziomej
B_S	bezwymiarowy współczynnik proporcjonalności (przypadek Stokesa)
B_B	bezwymiarowy współczynnik proporcjonalności (przypadek Bernoulliego)
c	współczynnik oporu aerodynamicznego
c_k	współczynnik oporu aerodynamicznego kropli aerozolu wodnego
c_u	uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego
D	zasięg kropli
E_{wyb}	energia wybuchu (całkowita)
E_{frag}	energia fragmentacji kropli
E_{przysp}	energia przyspieszenia kropli
E_{strat}	energia strat
F_{oporu}	siła oporu
g	przyspieszenie ziemskie
GGA	wiadomość NMEA - wyznaczone w odbiorniku dane nawigacyjne
h	wysokość nad poziomem morza
H	wysokość nad pożarem
\bar{i}	wektor jednostkowy (wersor) osi OX
\bar{k}	wektor jednostkowy (wersor) osi OZ
k	uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego wyznaczany dla ciała poruszającego się w płaszczyźnie pionowej
k_r	współczynnik rozszerzenia
L	charakterystyczny wymiar opływającego ciała
m	masa, masa kapsuły wodnej
P_m	poprawka wskazania przyrządu
Q	ciężar ciała
R^2	współczynnik determinacji
r	promień kuli
r_k	promień kropli
RMC	wiadomość NMEA - rekomendowana wiadomość zawierająca minimalny zestaw danych nawigacyjnych
S_{XP}	odległość do celu, w której powinno nastąpić wyzwolenie kapsuły
S_{BP}	odległość do celu
t	czas
$u(y)$	niepewność wielkości y
$U(y)$	niepewność rozszerzona wielkości y
v	prędkość ciała
v_0	prędkość początkowa kapsuły
v_w	prędkość wiatru
v_{wr}	składowa równoległa wektora prędkości wiatru
v_{wpr}	składowa prostopadła wektora prędkości wiatru
v_x	prędkość w płaszczyźnie poziomej
v_z	prędkość w płaszczyźnie pionowej
v_1	prędkość prądów poziomych
v_2	prędkość prądów pionowych
VTG	wiadomość NMEA - kurs i prędkość podróżna
x	położenie kapsuły w płaszczyźnie poziomej

z położenie kapsuły w płaszczyźnie pionowej

Wykaz skrótów i oznaczeń – alfabet grecki

α	kąt poprawki dla kursu z wiatrem bocznym
γ	kąt między wektorem prędkości wiatru, a kierunkiem wyznaczonym przez punkty położenia kapsuły i celowania
η	lepkość dynamiczna otaczającego płynu
ρ	gęstość
ρ_{pow}	gęstość powietrza
ρ_{wod}	gęstość wody

Akronimy

APN	<i>Access Point Name</i>
ASCII	<i>American Standard Code for Information Interchange</i>
ASG-EUPOS	Aktywna Sieć Geodezyjna EUPOS
CompactRIO	Compact Reconfigurable Input Output
CRC	<i>Cyclic Redudancy Check</i>
DGPS	<i>Differential GPS</i>
DOP	<i>Dilution of Precision</i>
EGNOS	<i>European Geostationary Navigation Overlay Service</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
FEC	<i>Forward Error Correction</i>
FIFO	<i>First In First Out</i>
FPGA	<i>Field Programable Gate Array</i>
GIS	<i>Geographic Information System</i>
GLONASS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
GNSS	<i>Global Navigation Satellite System</i>
GOOP	<i>G Object - Oriented Programming</i>
GPRS	<i>General Packet Radio Service</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
HDOP	<i>Horizontal Dilution of Precision</i>
IP	<i>Internet Protocol</i>
IRNSS	<i>Indian Regional Navigational Satellite System</i>
LabVIEW	LABoratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench
MXI	<i>Multisystem eXtension Interface</i>
NAVSTAR-GPS	NAVigation Signal Timing And Ranging - GPS
NI	<i>National Instruments</i>
NMEA	<i>National Marine Electronics Association</i>
PDOP	<i>Position Dilution of Precision</i>
PPP	<i>Point-to-Point Protocol</i>
PPS	<i>Precise Positioning Service</i>
PXI	<i>PCI eXtensions for Instrumentation</i>
RH	<i>Relative Humidity</i>
RTK	<i>Real Time Kinematic</i>
SBAS	<i>Satellite Based Augmentation System</i>
TDOP	<i>Time Dilution of Precision</i>
UDP	<i>User Datagram Protocol</i>
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i>
VDOP	<i>Vertical Dilution of Precision</i>
WAAS	<i>Wide Area Augmentation System</i>

1. Wstęp

1.1. Motywacja

Spektakularne pożary lasów w Hiszpanii, Grecji, Rosji czy Stanach Zjednoczonych obejmujące ogromne obszary uświadamiają niewątpliwie skalę niebezpieczeństwa jakie niosą ze sobą tego typu zjawiska [76]. Negatywne skutki pożarów lasów to przede wszystkim zagrożenie życia, zdrowia oraz dóbr materialnych ludności, niszczenie ekosystemów oraz uwalnianie się ogromnych ilości dwutlenku węgla do atmosfery.

Liczba pożarów obszarów leśnych w Polsce wynosi od kilku do kilkunastu tysięcy rocznie, wielkość spalonych terenów dochodzi do kilku tysięcy hektarów rocznie. W Grecji, w której lasy zajmują trzykrotnie mniejszą powierzchnię są to liczby kilkukrotnie większe [45].

W przypadku pożarów obszarów trudno dostępnych dla strażackich pojazdów, a takimi są najczęściej pożary lasów, jedyną możliwością jest wykonywanie akcji gaśniczej z powietrza.

Gaszenie metodą tradycyjną polega na uwolnieniu wody z pojemników bezpośrednio nad pożarem. W metodzie tej bardzo dużą rolę odgrywa doświadczenie pilota, który musi określić właściwy moment otwarcia zbiorników uwzględniając zwłaszcza siłę i kierunek wiatru.

Słabą stroną tej metody jest konieczność lotu na stosunkowo dużej wysokości, tak aby zapobiec szkodliwemu oddziaływaniu na samolot wysokiej temperatury oraz dymu. Celność a także efektywność wykorzystania wody (na poziomie kilku procent) powoduje, że skuteczność gaśnicza takiego sposobu jest stosunkowo niewielka.

Zaproponowana w pracy metoda gaszenia pożarów aerozolem wodnym wytwarzanym sposobem wybuchowym polega na wysłaniu w kierunku źródła ognia śmigłowca lub samolotu z podczepioną kapsułą wodną. Kapsuła zostaje uwolniona w pewnej, bezpiecznej odległości od źródła pożaru, w taki sposób, aby opadając znalazła się nad źródłem ognia (rzut poziomy). Kilkanaście metrów nad ziemią kapsuła eksploduje wytwarzając aerozol wodny, który pokrywa źródło ognia warstwą o wymaganej gęstości. Wielkość tego obszaru uzależniona jest od wielkości kapsuły i dla pojemności 1500 litrów wynosi około 1800 m² (powierzchnia koła o średnicy 48 m).

Wykorzystanie aerozolu wodnego jest niezwykle skutecznym rozwiązaniem, znanym i stosowanym od kilku lat do gaszenia pożarów o niewielkim zasięgu [14,46]. Również pomysł użycia detonacji materiału wybuchowego do rozproszenia wody i walki z pożarami nie jest nowy. W [84] opisano tworzenie w ten sposób zapory gaśniczej.

Mgła wodna ma doskonałe właściwości gaśnicze, o ile zawarte w niej krople wody są odpowiednio małe i o ile mgłę udaje się wprowadzać do ognia z odpowiednio dużą energią kinetyczną. Jeśli krople są zbyt duże, mgła traci swoje właściwości, a woda opada na ziemię. Jeśli zaś strumień mgły ma zbyt małą energię kinetyczną – kropelki wody porywane są prądami konwekcyjnymi unoszącymi się ponad płomieniem i nie docierają do źródła ognia.

Dzięki wysokiej energii kinetycznej, strumień mgły może pokonać prądy konwekcyjne wywołane pożarem i przeniknąć do samego źródła ognia. Dzięki odpowiednio małej średnicy kropeł, mgła wodna natychmiast odparowuje w płomieniu, intensywnie go schładzając, a nie opada bezużytecznie na ziemię.

W przypadku wytwarzania aerozolu wodnego metodą wybuchową wytwarzana jest duża ilość drobnych kropeł rozpędzonych do prędkości ponaddźwiękowej, umożliwiających odbiór znacznej ilości energii z nad źródła ognia. Czynnikiem dodatkowo wzmacniającym proces gaszenia jest „efekt podmuchu” towarzyszący detonacji, w wyniku którego usunięta jest atmosfera tlenu podsycająca proces palenia.

Dla aerozoli wodno–proszkowych dodatkowym czynnikiem gaśniczym jest osadzanie się proszku na gorących elementach i powstawanie szklistej substancji odcinającej dostęp tlenu.

Požary lasów są zjawiskami na tyle powszechnymi, iż proponowany w pracy system umożliwiający gaszenie pożarów aerozolem wodnym wytwarzanym sposobem wybuchowym wydaje się być w pełni uzasadniony.

1.2. Cel i teza pracy

Niniejsza praca ma charakter **doświadczalno-konstrukcyjny** i jej **celem** jest opracowanie systemu, który umożliwi naprowadzenie śmigłowca na pożar, uwolni kapsułę wodną, a następnie zdetonuje ładunek wybuchowy umieszczony wewnątrz niej na określonej wysokości nad celem. Działanie całego systemu należy zweryfikować doświadczalnie.

Uwolnienie kapsuły musi nastąpić w ściśle określonym momencie wyznaczonym przez system komputerowy. Ustalenie momentu uwolnienia jest możliwe po uzyskaniu danych, dotyczących prędkości śmigłowca oraz lokalizacji kapsuły wodnej względem źródła ognia, z odpowiedniego urządzenia pomiarowego. Spełnienie określonych założeń dotyczących pracy systemu wymaga aby urządzenie dostarczało dane z odpowiednią dokładnością i częstotliwością.

System musi również zapewniać przesyłanie parametrów lotu do centrum dowodzenia, oraz odbieranie informacji niezbędnych dla prawidłowego przebiegu akcji gaśniczej. Ma to umożliwić ciągłą kontrolę nad statkiem powietrznym – zmianę miejsca celowania, bieżące śledzenie mierzonych wielkości, a także ich późniejszą analizę. Przesyłanie informacji powinno odbywać się w sposób niezawodny, tj. bez przerw i błędów transmisji.

Informacje uzyskane z centrum dowodzenia oraz urządzeń pomiarowych muszą zostać przetworzone według właściwego algorytmu w określonym (jak najkrótszym) czasie.

Wysyłanie sygnału do uwolnienia kapsuły wodnej jak również wysłanie do zapalnika programowalnego informacji, określającej po jakim czasie od chwili uwolnienia ma nastąpić eksplozja ładunku wybuchowego zgromadzonego wewnątrz kapsuły także musi się odbyć w określonym reżimie czasowym.

Omawiany system może być użyty w zależności od zastosowanego roztworu wodnego do:

- nanoszenia na lasy i trudno dostępny teren środków owadobójczych lub środków ochrony roślin,
- dezaktywacji trudno dostępnego terenu skażonego truciznami lub promieniowaniem,
- niszczenia gniazd roślin narkotykowych ukrytych wewnątrz plantacji rolniczych,
- gaszenia pożarów w miejscach trudno dostępnych,
- zapobiegania i gaszenia tzw. wierzchołkowych pożarów lasów,
- gaszenia węzłów produkcyjnych, np. w rafineriach, gdzie ze względów bezpieczeństwa nie ma dostępu do płonącego urządzenia.

W wyniku przedstawionych wcześniej założeń dotyczących działania systemu sformułowano następującą **tezę**:

Możliwe jest opracowanie systemu pomiarowego, który określi moment uwolnienia kapsuły wodnej oraz obliczy czas opóźnienia eksplozji ładunku umieszczonego wewnątrz niej z dokładnością umożliwiającą wytworzenie aerozolu wodnego kilkanaście metrów nad zadanym punktem zrzutu.

Do realizacji celu rozprawy i weryfikacji jej tezy zakłada się wykonanie następujących zadań:

- opracowanie systemu zrzutu kapsuły wodnej – wybranie odpowiednich urządzeń pomiarowych, sterujących oraz komunikacyjnych gwarantujących wysoką niezawodność i szybkość działania,
- przeprowadzenie badań symulacyjnych,
- wybranie algorytmu obliczeniowego do wyznaczenia momentu uwolnienia kapsuły i czasu opóźnienia dla detonatora,

- oprogramowanie urządzeń odpowiadających za wyzwolenie kapsuły w odpowiednim momencie,
- opracowanie protokołów komunikacji między poszczególnymi elementami systemu,
- oprogramowanie urządzeń odpowiedzialnych za przesyłanie danych pomiarowych,
- weryfikację doświadczalną działania systemu zrzutu – zbudowanie stanowiska badawczego, przeprowadzenie badań poligonowych, opracowanie wyników pomiarów.

1.3. Organizacja pracy

Niniejsza rozprawa poświęcona jest systemowi zrzutu kapsuły wodnej do wybuchowego wytwarzania aerozolu wodnego. W **rozdziale pierwszym** przedstawiona została motywacja do podjęcia tematyki badawczej będącej przedmiotem rozprawy, a także cel i teza pracy.

Rozdział drugi prezentuje zwięzły opis wytwarzania aerozolu wodnego i wodno-proszkowego z punktu widzenia skuteczności gaśniczej. Przedstawiona jest teoria rozchodzenia się kropeł i równanie pozwalające na oszacowanie zasięgu chmury w funkcji czasu, wielkości kropeł, a także uzyskane dane doświadczalne.

W **rozdziale trzecim** przedstawione są obecnie stosowane metody gaszenia pożarów z powietrza z uwzględnieniem ich wad i zalet.

W **rozdziale czwartym** znajdują się założenia dotyczące budowy systemu do zrzutu kapsuły wodnej.

W **rozdziale piątym** przedstawiony jest opis globalnego systemu pozycjonowania pełniącego kluczową rolę dla precyzyjnej lokalizacji kapsuły w przestrzeni.

W **rozdziale szóstym** znajduje się analiza lotu kapsuły z uwzględnieniem oporów ruchu i wpływu wiatru. Trajektoria lotu może zostać opisana przy pomocy równań różniczkowych, których nie można rozwiązać analitycznie. W związku z tym konieczne jest znalezienie odpowiedniej metody rozwiązywania tych równań w celu zaimplementowania jej w systemie komputerowym. W rozdziale znajdują się wyniki symulacji numerycznych oraz analiza teoretyczna błędu trafienia kapsuły w cel.

W **rozdziale siódmym** opisana jest konstrukcja systemu, odpowiedzialnego za precyzyjną lokalizację kapsuły oraz jej uwolnienie i detonację w odpowiednim momencie. Przedstawione są poszczególne elementy składowe systemu, ich budowa i znaczenie. Szczegółowo przedstawiona jest aplikacja komputera pokładowego łączącego wszystkie elementy systemu.

Głównym elementem systemu jest zamontowany w śmigłowcu komputer sterujący pracujący w systemie czasu rzeczywistego. Współpracuje on z odbiornikiem satelitarnym GPS, z którego pobiera dane o położeniu i prędkości; mikrokomputerem komunikacyjnym pośredniczącym w wymianie informacji między jednostką latającą, a centrum dowodzenia oraz programatorem zapalnika, do którego wysyła obliczoną wartość opóźnienia detonacji od momentu uwolnienia kapsuły. Podstawowe parametry lotu, współrzędne celu a także wizualizacja kąta odchylenia od właściwego kierunku nalotu dostępne są na panelu pilota.

Docelowo system gaśniczy ma składać się z naziemnego centrum dowodzenia, komunikującego się drogą radiową z jednostkami latającymi. Zapewnienie dwukierunkowej łączności pozwala z jednej strony na przesyłanie ważnych informacji z jednostki stacjonarnej do statków powietrznych, z drugiej - na zapis parametrów lotu.

W zrealizowanym systemie za wysyłanie oraz gromadzenie danych odpowiada serwer ulokowany w centrum dowodzenia. Dane dostarczane przez komputery sterujące znajdujące się na pokładach śmigłowców są umieszczane w odpowiednio zorganizowanej bazie danych – nowe parametry nieistniejące na etapie budowy systemu są automatycznie dopisywane do słownika, zapisywane są również wartości tych parametrów.

W procesie przekazywania danych w obu kierunkach zastosowano sieć telekomunikacyjną składającą się z sieci radiowej podstawowej i zapasowej oraz mikrokomputerów komunikacyjnych realizujących wszystkie zadania związane z transmisją.

Takie rozwiązanie odciąża komputer sterujący od obsługi sieci radiowej i zwiększa niezawodność poprzez ograniczenie wpływu usterek transmisji na działanie całego systemu – wymagane jest jedynie przesłanie danych do mikrokomputera w odpowiednim protokole. Komputery sterujące mogą dzięki temu wykorzystać moc obliczeniową do wyznaczania trajektorii lotu kapsuły metodą numeryczną.

W **rozdziale ósmym** opisane są próby przeprowadzone w warunkach poligonowych, które umożliwiły wyznaczenie parametrów aerodynamicznych kapsuł oraz pozwoliły ostatecznie określić celność, a także skuteczność zbudowanego systemu do naprowadzania śmigłowca na cel oraz wyzwolenia i detonacji kapsuły w odpowiednim momencie. Rozdział obejmuje również teoretyczną analizę niepewności trafienia kapsuły w cel.

W **rozdziale dziewiątym** znajduje się podsumowanie pracy.

2. Wybuchowe wytwarzanie aerozolu wodnego i wodno – proszkowego

Aerozol jest układem niejednorodnym, składającym się z tzw. fazy ciągłej (rozpraszającej) i rozproszonych w niej cząstek cieczy lub ciała stałego o bardzo małych rozmiarach (zwykle 1–200 nm). Cząstki fazy rozproszonej nie ulegają sedymentacji w polu grawitacyjnym, gdyż mają tak małe rozmiary, że ich ruchy chaotyczne przeważają nad ruchami wywołanymi działaniem siły ciężkości [79].

Aerozole stosuje się do nawożenia terenów rolnych, nanoszenia środków owadobójczych i ochrony roślin; a także do napyłania powłok lakierniczych lub substancji ochronnych (np. antykorozyjnych). Szerokie jest również stosowanie aerozoli w kosmetyce, a także w leczeniu, w którym technika podawania leków w tej postaci ma ugruntowaną pozycję, zwłaszcza w chorobach układu oddechowego. Aerozol wodny może być również zastosowany do gaszenia pożarów.

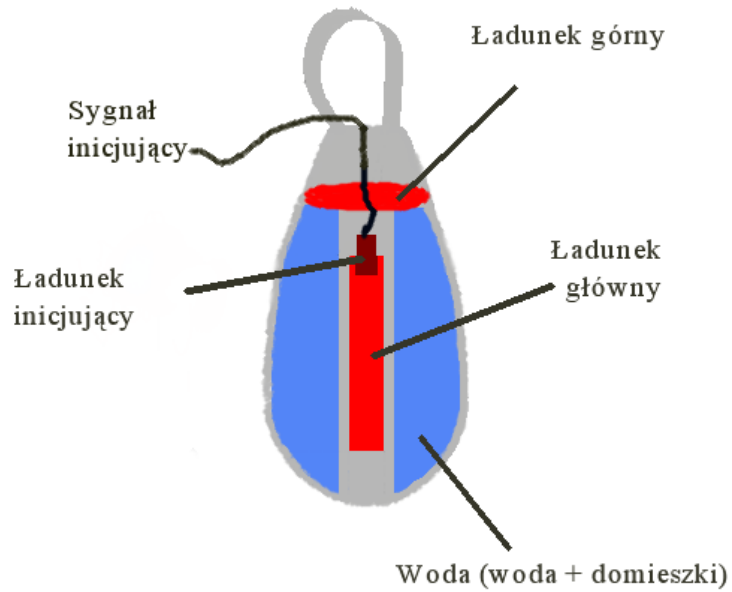
Jedną z najbardziej efektywnych metod wytwarzania aerozolu jest metoda wybuchowa, stosowana do produkcji bomb paliwowych [67,83] oraz aerozolu wodnego. Polega ona na detonacji ładunku wybuchowego umieszczonego wewnątrz zbiornika wypełnionego cieczą. W wyniku eksplozji następuje fragmentacja cieczy na drobiny, przyspieszanie ich przez gazy powstałe podczas wybuchu i dalsze pomniejszanie w następstwie oddziaływania kropel z otoczeniem (efekt obdzierania) – ostatecznie uzyskiwany jest aerozol, którego cząstki mają średnicę rzędu $10^{-7} \div 10^{-5}$ m [15-19,80,81,82].

Zagadnienia dotyczące wytwarzania aerozolu wodnego sposobem wybuchowym są przedmiotem odrębnych publikacji [15-19,20,45,80,81,82,101]. Obejmują one analizę zjawisk zachodzących w chwili detonacji ładunku wybuchowego znajdującego się w otoczce wodnej, a także następującym po niej etapie formowania i rozprzestrzeniania się aerozolu. Kształt i materiał z którego wykonany jest zbiornik (kapsuła), sposób uformowania ładunku wewnątrz, jego typ i energia determinują kształt uzyskiwanego obłoku jak również ilość energii, która jest wykorzystywana do defragmentacji oraz przyspieszenia kropel. Od tych wielkości zależy natomiast rozmiar uzyskiwanych drobin i gęstość aerozolu.

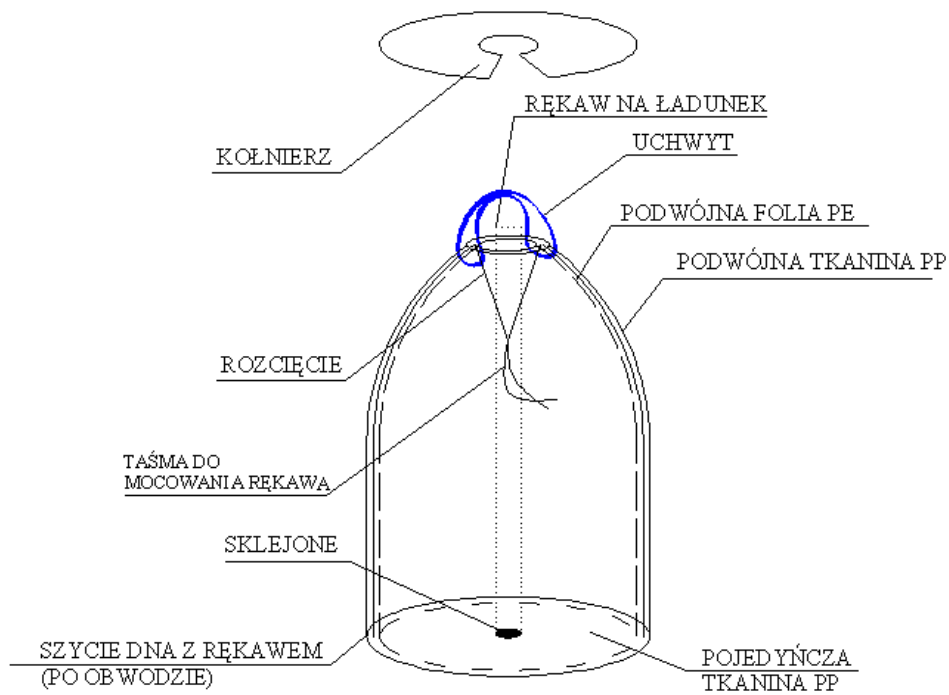
W omawianym systemie rolę zbiornika pełni specjalnie zaprojektowany worek polipropylenowy, którego schemat przedstawiono na rys. 2.1 i rys. 2.2. Posiada on kształt zbliżony do walca (o średnicy 90 cm), w którego osi umieszczony jest główny ładunek. Na powierzchni wody znajduje się ładunek górny (pomocniczy), detonowany z opóźnieniem w stosunku do ładunku głównego.

Woda umieszczona w kapsule wodnej, pod wpływem detonacji ładunku wybuchowego zostaje symetrycznie wyparta na zewnątrz, zwiększając swoją objętość w miarę upływu czasu.

Wśród procesów towarzyszących powstawaniu chmury aerozolu wodnego można wyszczególnić trzy podstawowe fazy. Pierwsza faza to detonacja w materiale wybuchowym i procesy zachodzące w nim. Podstawową wielkością charakteryzującą tą fazę to prędkość detonacji materiału wybuchowego oraz ilość wyzwolonej energii (idealna praca wybuchu). Druga faza to proces wybuchowego wytwarzania aerozolu wodnego, pulweryzacja cieczy, proces napędzania aerozolu wodnego, powstawanie fali uderzeniowej po detonacji. Trzecia faza to proces ekspansji aerozolu wodnego. Proces ten pokrywa się częściowo z procesem napędzania aerozolu wodnego od momentu, gdy fala uderzeniowa "wyprzedzi" czoło aerozolu wodnego.



Rys. 2.1. Schemat pogładowy worka do bomby wodnej



Rys. 2.2. Elementy kapsuły wodnej

Rysunek 2.3 przedstawia dwa etapy rozprzestrzeniania się aerozolu w ostatniej fazie jego powstawania.



A)



B)

Rys. 2.3. Aeroszol w początkowym (A) i końcowym etapie rozprężania (ostatnia faza) (B)

Sposób umieszczenia ładunku wybuchowego wewnątrz worka ma duży wpływ na rozprzestrzenianie się chmury aeroszolu. Przeprowadzone analizy teoretyczne potwierdzone doświadczeniami wykazują, że dużo korzystniejsze jest usytuowanie ładunku wzdłuż osi symetrii worka (konfiguracja cylindryczna) niż centralnie (w konfiguracji sferycznej) - transfer energii do powłoki wody jest znacznie wydajniejszy w przypadku konfiguracji cylindrycznej [45,82].

Energia wybuchu w pierwszej kolejności zużywana jest do rozpędzenia i defragmentacji kropeł. Pozostałą część stanowi energia wewnętrzna i kinetyczna produktów detonacji oraz energia przekazana do fali uderzeniowej [16,18]:

$$E_{wyb} = E_{frag} + E_{przysp} + E_{strat} \cdot \quad (2.1)$$

Rozprzestrzeniające się krople aerozolu wodnego doznają oporu ruchu zależnego od jego prędkości. Siła oporu kropeł może być funkcją liniową (przypadek Stokesa) lub kwadratową prędkości (przypadek Bernoulliego). Dla wystarczająco dużych wartości prędkości oraz promieni kropli dominuje reżim Bernoulliego, natomiast przy dostatecznie małych – Stokesa.

W analizie teoretycznej założono, że średnica chmury może być wyznaczona jako podwojony zasięg jednej „statystycznej” kropli, która po procesie fragmentacji wody zgromadzonej w kapsule, porusza się poprzecznie do jej osi [16].

Można pokazać, że wzór określający średnicę chmury aerozolu wodnego, dla ruchu kropeł odbywającego się w reżimie Bernoulliego, przyjmuje następującą postać [19,45]:

$$D(t) = \frac{2r_k}{\lambda} \ln \left(1 + \lambda v_0 \frac{t}{r_k} \right). \quad (2.2)$$

gdzie:

$$\lambda = c_k \frac{3\rho_{pow}}{8\rho_{wod}}, \quad (2.3)$$

przy czym:

ρ_{pow} – gęstość powietrza,

ρ_{wod} – gęstość wody,

r_k – promień kropli,

c_k – współczynnik oporu aerodynamicznego kropli aerozolu wodnego.

Ponieważ promień kropli jest wielkością bardzo małą $10^{-7} \div 10^{-5}$ m, można przyjąć [17,18]:

$$D(t) = \frac{2r_k}{\lambda} \ln \left(\lambda v_0 \frac{t}{r_k} \right). \quad (2.4)$$

W celu uproszczenia zapisu można powyższe równanie przedstawić w postaci:

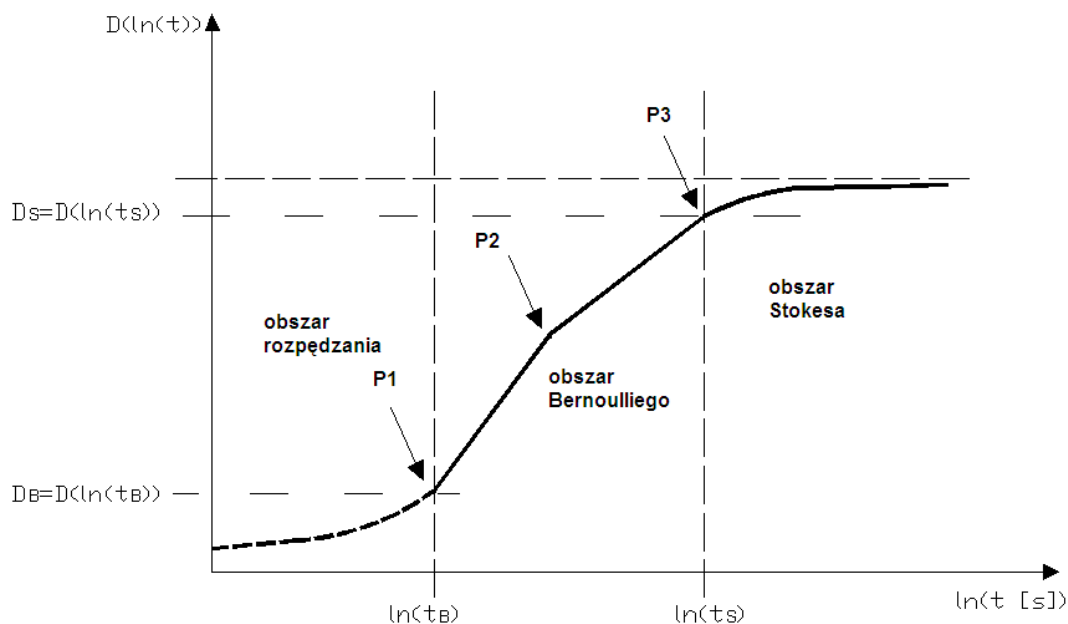
$$D(\tau) = N\tau + M, \quad (2.5)$$

gdzie $\tau = \ln t$.

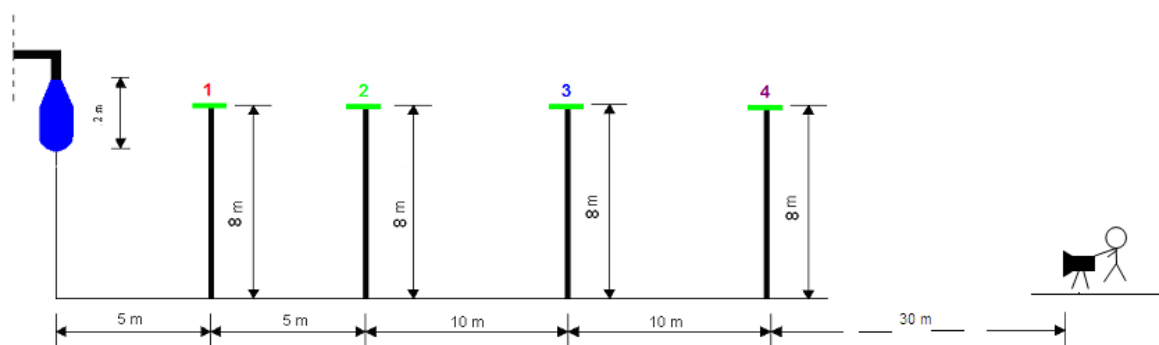
Wynika stąd, że średnica chmury aerozolu wodnego w zależności od czasu, przedstawionego na skali logarytmicznej, powinna być funkcją liniową dla stałej wartości współczynnika oporu aerodynamicznego kropli. W przypadku jego zmiany następuje również zmiana nachylenia krzywej (funkcja jest odcinkami liniowa) - rys. 2.4 [45].

W celu weryfikacji przedstawionych rozważań teoretycznych wykonano szereg pomiarów – mierzono zarówno zasięg kropeł jak i ciśnienie fali uderzeniowej.

Stanowisko badawcze do prób statycznych stanowiła bomba wodna zawieszona ok. 10 metrów nad ziemią oraz umieszczona w odległości ok. 60 metrów od centrum wybuchu szybka kamera cyfrowa (250 klatek/sekundę), przy pomocy której dokonywano rejestracji rozchodzenia się obłoku aerozolu wodnego. Na wysokości kapsuły wzdłuż osi rozprzestrzeniania się fali uderzeniowej rozmieszczono również piezoelektryczne czujniki ciśnienia (1 – 4) sprzężone z komputerem pomiarowym.



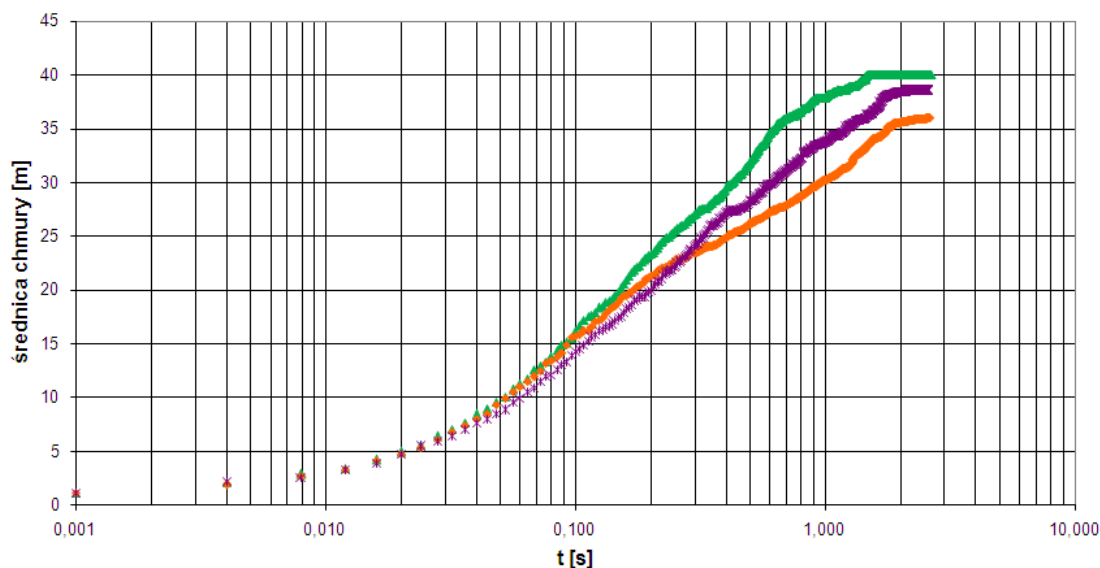
Rys. 2.4. Rozprzestrzenianie się chmury aerozolu wodnego – wynikające z rozważań teoretycznych: P1 – punkt, w którym następuje przejście z „obszaru rozpędzania” do „obszaru Bernoulliego”, P2 – punkt w obszarze Bernoulliego, w którym następuje „kryzys oporu” związany z gwałtowną zmianą współczynnika oporu aerodynamicznego kropli [65,66], P3 – punkt, w którym kończy się „obszar Bernoulliego” i zaczyna „obszar Stokesa”



Rys. 2.5. Schemat stanowiska pomiarowego

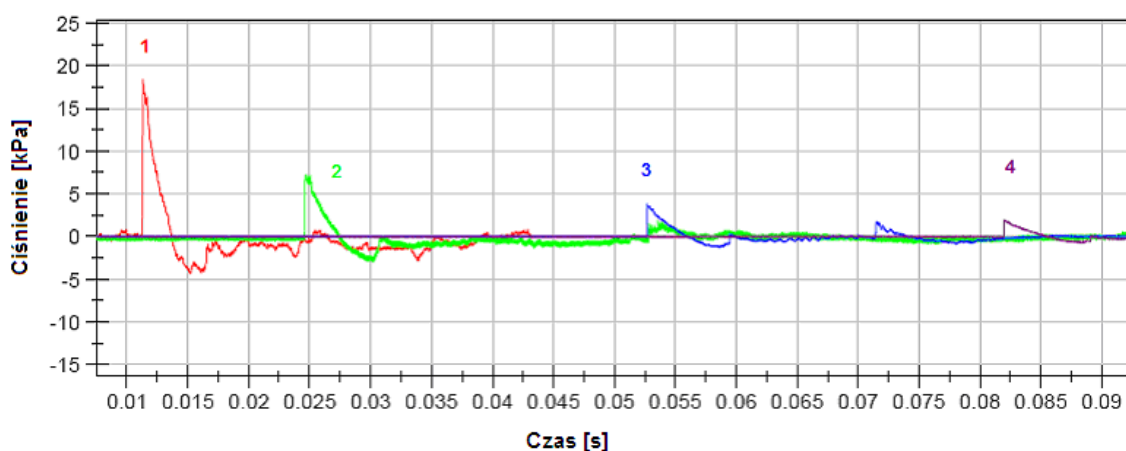
Na rys. 2.6 przedstawiono przykładowy zasięg aerozolu w funkcji czasu dla trzech serii pomiarowych, uzyskanych na podstawie analizy poklatkowej filmów zawierających proces formowania się chmury aerozolu wodnego.

Wyszczególnione są tu trzy fazy ekspansji: rozpędzania (trwająca typowo od 10 do 40 ms po detonacji), Bernoulliego i Stokesa (po wyhamowaniu kropeł).



Rys. 2.6. Średnica chmury aerozolu wodnego w funkcji czasu. Przedstawiono wyniki 3 prób z użyciem materiału wybuchowego Emulinit o energii 7,3 MJ, kapsuła 1200 l

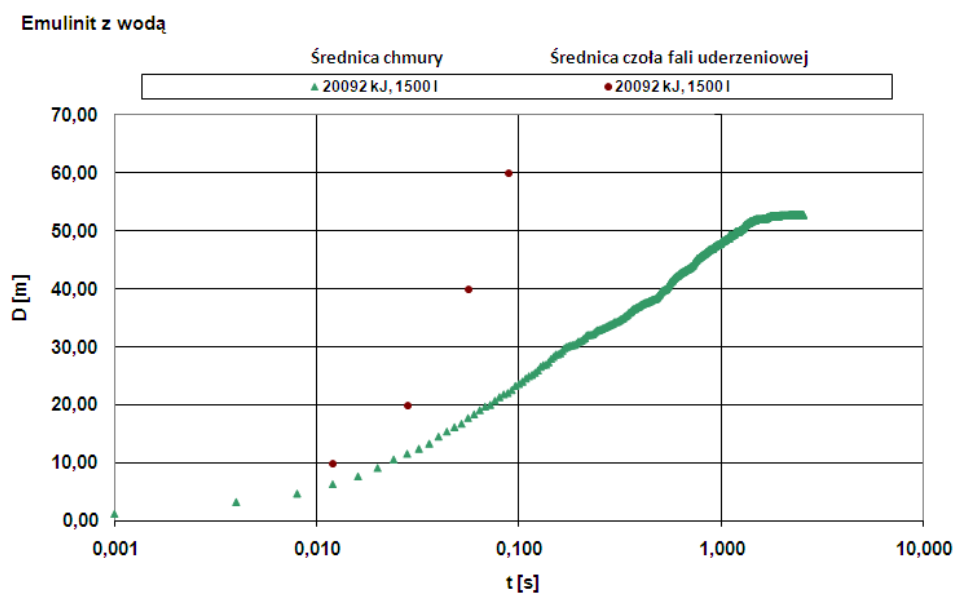
Przykładowy przebieg z czujników ciśnienia pokazany jest na rys. 2.7. Fala powstała podczas detonacji ładunku wybuchowego odpowiedzialna jest za nagły wzrost ciśnienia (nadciśnienie), następnie następuje zmniejszenie ciśnienia (podciśnienie) i powrót do stanu równowagi (ciśnienia atmosferycznego) [19,20].



Rys. 2.7. Przykładowy przebieg ciśnień dla fali uderzeniowej

W zależności od rodzaju zastosowanego ładunku wybuchowego, jego energii oraz wielkości worka maksymalne wartości nadciśnienia w odległości 5 metrów od centrum wybuchu wahają się od 9 do 50 kPa. W odległości 30 metrów od centrum eksplozji nadciśnienie ma już ok. 2 – 3 kPa, co jest wartością całkowicie bezpieczną dla człowieka [19].

Z rys. 2.8 wynika, że czoło fali uderzeniowej przemieszcza się szybciej niż chmura aerozolu.

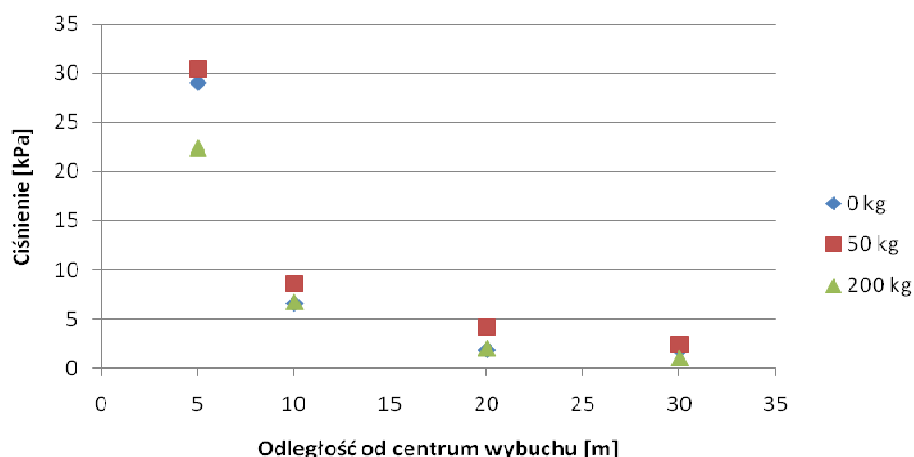


Rys. 2.8. Wykresy średnicy chmur aerozolu w funkcji czasu mierzonych oraz cztery punkty ilustrujące zależność średnicy czoła fali uderzeniowej od czasu

Na proces formowania się chmury ma wpływ również rodzaj ładunku wybuchowego wytwarzającego aerozol wodny. Badania prowadzone dla trzech rodzajów ładunków wybuchowych wykazały, że największą średnicę chmury otrzymuje się przy zastosowaniu Emulinitu, którego prędkość detonacji ma wartość pośrednią między Saletrolem a Plastikiem [15,19,45].

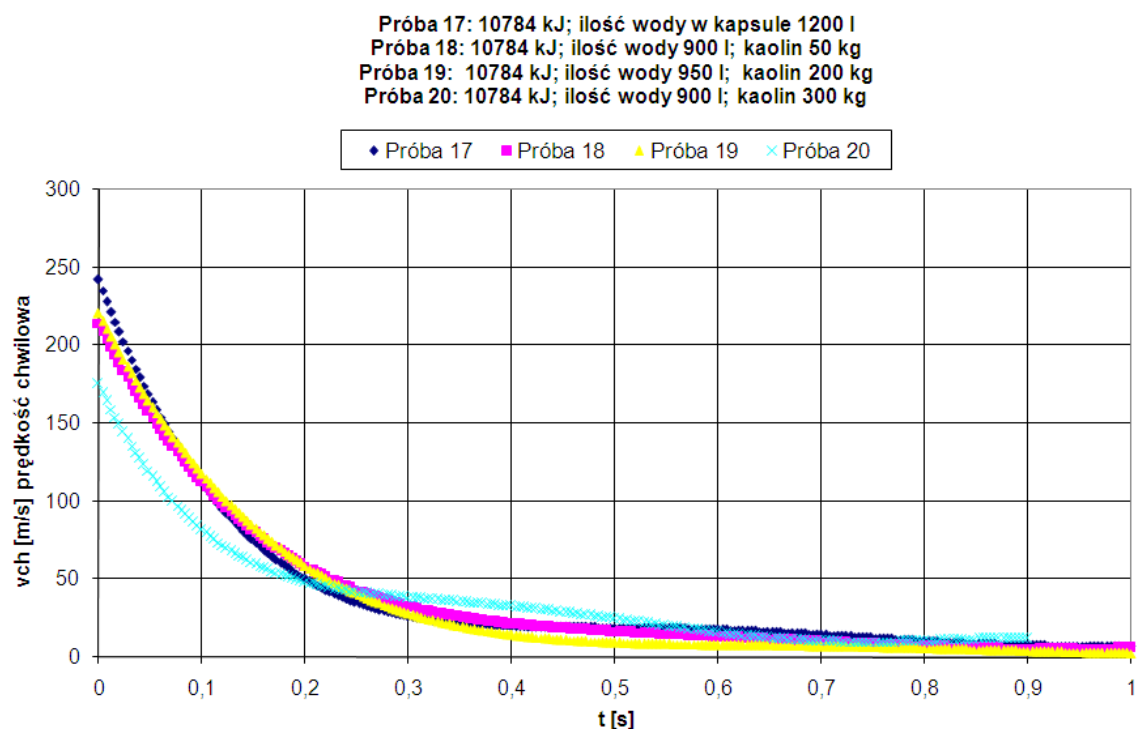
Wytwarzanie aerozolu wodno-proszkowego przebiega identycznie jak aerozolu wodnego.

Badania pokazały że niewielka ilość domieszek nie ma wpływu na rozprzestrzenianie się aerozolu wodno - proszkowego, również ciśnienia fali uderzeniowej są porównywalne do uzyskiwanych dla aerozolu wodnego, co sugeruje że tracone są podobne ilości energii. Domieszka proszku rzędu 200 kg (1/6 masy) powoduje obniżenie wartości ciśnień fali uderzeniowej (rys. 2.9).



Rys. 2.9. Ciśnienie fali uderzeniowej w funkcji odległości od centrum wybuchu dla aerozolu wodnego oraz dla mieszaniny wodno-proszkowej (50 i 200 kg kaolinu)

Jak widać na rys. 2.10 również prędkość chwilowa obniża się dopiero dla znacznej ilości proszku (300 kg). Można przypuszczać, że dla danego typu proszku istnieje pewna graniczna jego ilość, której dodanie powoduje obniżenie wartości prędkości chmury oraz ciśnienia fali uderzeniowej.



Rys. 2.10. Wpływ kaolinu na prędkości chwilowe czoła chmury aerozolu wodnego

W wyniku analiz teoretycznych popartych znaczną ilością doświadczeń, wykonanych m.in. w ramach pracy doktorskiej [45], opracowano technikę wytwarzania aerozolu o pożądanych właściwościach - przeprowadzone badania umożliwiły dobranie odpowiedniego materiału wybuchowego, jego energii i konfiguracji, pozwalających na uzyskanie możliwie największej gęstości i stopnia pokrycia aerozolu, przy jak najmniejszej wielkości kropeł.

3. Obecnie stosowane metody gaszenia pożarów z powietrza

Stosowane obecnie metody gaszenia pożarów z powietrza wykorzystują zazwyczaj lekkie samoloty (np. Dromadery) albo śmigłowce (np. Sokoły). Akcja gaszenia polega wtedy na dostarczeniu i zrzucie wody tzw. systemem „bambi”, który wykorzystuje zbiornik podwieszony na linie albo systemem wykorzystującym sztywny lub półsztywny zbiornik podwieszony tuż pod kadłubem. Każda z tych metod ma swoją skuteczność i ograniczenia, z których w szczególności istotne jest zapewnienie widoczności miejsca zrzutu do samego uwolnienia masy wody.

Celność systemu wykorzystującego zbiornik sztywny (lub półsztywny) jest wysoka, jednakże uwarunkowana stosunkowo niewielką wysokością lotu (kilkanaście metrów nad celem), co z kolei koliduje z bezpieczeństwem samego statku powietrznego narażonego na szkodliwe oddziaływanie wysokiej temperatury, pyłu oraz dymu tworzących się podczas pożaru. W związku z tym metoda ta jest głównie stosowana do gaszenia pożarów w zarodku.



Rys. 3.1. Śmigłowiec „Sokol” z półsztywnym zbiornikiem

Cechą zbiornika półsztywnego jest rozszerzanie się w trakcie napełniania wodą, jego maksymalna pojemność wynosi ok. 1500 litrów. Pobieranie wody w przypadku zbiorników sztywnych i półsztywnych jest możliwe z dowolnych rezerwuarów o głębokości powyżej 0,3 m (np. baseny), co jest niewątpliwie dużą zaletą.



Rys. 3.2. Dromader ze sztywnym zbiornikiem w trakcie akcji gaśniczej

System bambi jest przeznaczony do gaszenia pożarów w trudno dostępnych i rozległych terenach (np. góry, lasy) oraz innych specyficznych obiektów gdzie należy szybko dostarczyć dużą ilość środka gaśniczego w krótkim czasie (obiekty na wodzie, budynki) [2].



Rys. 3.3. Zbiornik typu bambi [2]

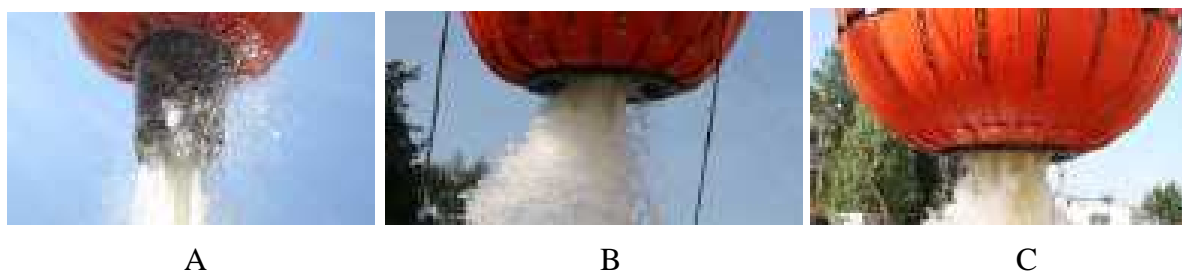
Gaszenie systemem „bambi” umożliwia lot na większych wysokościach (rzędu kilkudziesięciu metrów) lecz jest mało efektywne, gdyż uwolnione z dużej wysokości masy wody ulegają odparowaniu, rozproszeniu przez wiatr oraz prądy konwekcyjne nie zmniejszając intensywności i energii pożaru w takim stopniu, w jakim mogłyby to uczynić, gdyby zostały uwolnione na niewielkiej wysokości nad pożarem. W przypadku pożarów wielkoobszarowych, do których jest głównie wykorzystywany system bambi celność ma drugorzędne znaczenie.

W celu osiągnięcia pożądaných efektów należy dokonać sporej ilości zrzutów. Dostępne są zbiorniki o pojemnościach od 270 do niemal 10000 litrów, a ich zastosowanie jest uzależnione od dopuszczalnego udźwigu i obciążenia węzła mocowania do kadłuba statku powietrznego. W Polsce stosowane są zbiorniki o pojemności 2000 litrów wypełnione 1800 litrami wody. Zbiornik umożliwia pobór wody z jezior lub rzek o głębokości porównywalnej z wysokością zbiornika – minimum 1 metr.



Rys. 3.4. Śmigłowiec z podwieszonym zbiornikiem „bambi” podczas akcji gaśniczej [2]

W celu bardziej efektywnego wykorzystania wody stosowane są specjalne wersje zbiorników umożliwiającą odpowiednie uformowanie jej strumienia (Aqualanche, Torrentula).



Rys. 3.5. Trzy wersje zbiorników systemu bambi: A – Bambi Bucket, B - Bambi Aqualanche, C – Bambi Torrentula [2]

W obydwu metodach bardzo dużą rolę odgrywa doświadczenie pilota w akcjach gaśniczych. Stosowane są specjalne techniki zrzutu, które mają zagwarantować bezpieczeństwo statku powietrznego [69].

Proponowana metoda gaszenia pożarów aerozolem wodnym wytwarzanym wybuchowo plasuje się pomiędzy dwoma omówionymi metodami: nie jest możliwe uzyskanie celności na poziomie systemu z półsztywnym zbiornikiem obsługiwanego przez doświadczonego operatora, ani też zrzutu takiej ilości wody w jednostce czasu jak w przypadku systemu

bambi, jednak wytworzenie aerozolu na niewielkiej wysokości nad pożarem umożliwia znacznie bardziej efektywne wykorzystanie wody. Niewątpliwą zaletą jest też zwiększenie bezpieczeństwa statku powietrznego i jego załogi podczas przeprowadzania nalotów ze względu na lot na większych wysokościach i możliwości wcześniejszej zmiany kierunku lotu zaraz po wykonaniu zrzutu.

4. Założenia dotyczące działania i budowy systemu

Podstawowe założenia dotyczące działania systemu zostały przedstawione w rozdziale 1.2.

Celem systemu komputerowego umieszczonego w śmigłowcu jest wybór chwili zrzutu kapsuły oraz przekazanie do zapalnika programowalnego czasu, po którym ma nastąpić jego detonacja. Elementy systemu mają działać w sposób niezawodny i być dostosowane do trudnych warunków występujących na pokładzie śmigłowca, przede wszystkim pracy w środowisku silnych zakłóceń elektromagnetycznych.

Sprzęt pomiarowy, sterujący i komunikacyjny znajdujący się na pokładzie statku powietrznego powinien być dostosowany do pracy przy napięciu zasilania prądu stałego 27 V. Powinien też mieć możliwość pracy przy zasilaniu akumulatorowym, tak aby zminimalizować wpływ zakłóceń pochodzących z sieci pokładowej.

System powinien działać w czasie rzeczywistym. Pierwszym problemem, który należy rozwiązać, jest ustalenie kryteriów czasowych jakim musi on sprostać. Za główne kryterium przyjęto tu dokładność trafienia kapsuły. W przypadku ruchu w osi poziomej za dopuszczalną granicę przyjęto ± 10 m. Wynika to z zakładanego zastosowania systemu, który ma uzupełniać dwie znane metody wykorzystujące zbiornik pólstywny oraz bambi. W przypadku opisywanego systemu celność na poziomie 10 metrów pozwoli na skuteczne ugaszenie pożaru o średnicy 20 metrów (powierzchnia pożaru 314 m^2), gdyż wytworzona chmura aerozolu ma średnicę ok. 40 m.

Założona celność w osi poziomej wymaga odpowiednio mniejszych niepewności pomiaru prędkości i położenia (szerokości i długości geograficznej), gdyż na całkowity błąd będą się składać również błąd wyznaczenia masy kapsuły oraz błąd współczynnika oporu aerodynamicznego, którego udział, jak to zostanie pokazane w rozdziale 6.5, jest znacznie większy.

Dla prędkości przemieszczania się śmigłowca ok. 200 km/h (55 m/s) oraz zakładanej dokładności określenia pozycji - rzędu 1 metra, wypracowanie decyzji o uwolnieniu kapsuły powinno następować w czasie krótszym niż 20 ms (zmiana położenia o 1,1 m).

Jako urządzenie pomiarowe mające za zadanie dostarczać do komputera informacje o aktualnej prędkości oraz położeniu kapsuły – wysokości nad poziomem morza, długości i szerokości geograficznej zostanie zastosowany odbiornik GPS.

Dane z GPS powinny być dostarczane do jednostki centralnej z odpowiednią częstotliwością. Do określenia maksymalnych interwałów czasowych między kolejnymi odczytami z urządzenia pomiarowego istotna jest informacja dotycząca dynamiki zmian prędkości i wysokości śmigłowca, ponieważ położenie (odległość do celu) może być aproksymowane na podstawie danych uzyskanych z poprzedniego odczytu. Analizując informacje uzyskane z lotów próbnych bez obciążenia (włączając procedury startu i lądowania) zauważono, że w ciągu 300 ms zmiany prędkości wynoszą poniżej 1 m/s, natomiast zmiany wysokości poniżej 1 metra.

Zmiany wysokości wynikają z maksymalnej prędkości opadania lub wznoszenia statku powietrznego. Dla śmigłowca Sokół prędkość wznoszenia wynosi 9,3 m/s [73].

W przypadku nalotu na pożar zakłada się dodatkowo, że będzie on odbywał się ruchem zbliżonym do jednostajnego bez gwałtownych zmian pułapu, celem odpowiedniego ustabilizowania kapsuły przed zrzutem. Oznacza to, że wartości zmian prędkości oraz wysokości będą jeszcze mniejsze.

Biorąc pod uwagę powyższe spostrzeżenia można założyć, że częstotliwość pozyskiwania danych większa niż 4 Hz (co 250 ms) zapewni wystarczającą dokładność określenia pozycji.

W przypadku, gdyby odległość nie była wyznaczana poprzez aproksymację, wymagana częstotliwość odświeżania pozycji jest znacznie wyższa i wynosi 50 Hz (co 20 ms).

Rozdzielczość czasowa wynika również z założonej precyzji określenia wysokości, na jakiej nastąpi wybuch. Na podstawie doświadczeń ustalono, że optymalna wysokość eksplozji wynosi od 8 do 16 metrów (12 ± 4) [45].

Stąd też założono, że dopuszczalną tolerancją pionową celności kapsuły będzie odległość 4 metrów. Czas przebycia tej drogi przez kapsułę wyrzuconą z różnych wysokości przedstawiony jest w tabeli 4.1.

Tabela 4.1. Czas przebycia ostatnich kilku metrów podczas spadku kapsuły o masie 1200 kg z wysokości H

Wysokość zrzutu H	Czas przebycia ostatniego 1 m	Czas przebycia ostatnich 2 m	Czas przebycia ostatnich 4 m
400 m	11 ms	22 ms	45 ms
200 m	16 ms	32 ms	64 ms
100 m	23 ms	45 ms	91 ms
50 m	32 ms	64 ms	130 ms

Podobnie jak w przypadku składowej poziomej, założona celność w osi pionowej wymaga odpowiednio mniejszych niepewności pomiaru położenia, gdyż na całkowity błąd ma wpływ również błąd współczynnika oporu i masy kapsuły.

Uwzględniając kryteria czasowe wynikające z celności w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej należy założyć, że na procedurę określenia właściwego momentu uwolnienia kapsuły można przeznaczyć maksymalnie 20 ms.

5. Globalny system pozycjonowania

Pomiary satelitarne wykorzystujące globalny system wyznaczania pozycji (GPS, ang. *Global Positioning System*) są obecnie powszechnie stosowane w pracach geodezyjnych, budowlanych, inwentaryzacyjnych oraz nawigacji lądowej, powietrznej i morskiej. Cechuje je możliwość natychmiastowego wyznaczenia położenia, niezależność od czynników zewnętrznych, duża dokładność (zależna od typu odbiornika i metody pomiaru) i pełna automatyzacja pracy [86].

Globalny system pozycjonowania GPS został zaprojektowany i zbudowany na potrzeby armii Stanów Zjednoczonych przez NAVSTAR-GPS (ang. *NAVigation Signal Timing And Ranging - Global Positioning System*) Joint Program Office z siedzibą w Los Angeles. Prace nad tym systemem rozpoczęto w 1972 roku (pierwsze testy systemu wykonano w 1972 roku, a pierwszy satelita operacyjny wystrzelony został w 1978 roku), ale dopiero po ponad 20 latach rozwoju (1995) uzyskał on zakładane parametry. System ten zarządzany jest obecnie przez Departament Obrony USA. Głównym celem tego systemu jest precyzyjne, trójwymiarowe określanie pozycji w każdym miejscu kuli ziemskiej. Wyznaczanie pozycji odbywa się niezależnie od pory dnia i nocy oraz warunków pogodowych. Istnieją także inne systemy pozycjonowania (np. GLONASS i in.). Technologia GNSS (ang. *Global Navigation Satellite System*) oznaczająca system nawigacyjny dla całego globu umożliwia śledzenie satelitów wszystkich systemów obowiązujących w XXI wieku.

Obecna konfiguracja systemu GPS (NAVSTAR) składa się z 31 satelitów (według stanu na październik 2010 roku) umieszczonych na 6 płaszczyznach orbitalnych (orbity kołowe) (rys. 5.1). Zakłada się, że około 28 satelitów jest czynnych przez cały czas, a pozostałe są testowane lub wyłączone. Satelity z początku XXI wieku to nowa generacja urządzeń, które w najbliższej dekadzie zastąpić mają poprzednie obiekty. Zakłada się, że w najbliższym czasie liczba dostępnych satelitów zwiększona będzie do 33-34. W przyszłości w satelitach GPS nowego typu anteny będą skierowane ku „górze” tak, aby sygnał mógł być odbierany przez inne satelity znajdujące się nad nimi m.in. przez satelity umieszczone na orbitach geostacjonarnych.



Rys. 5.1. Konstelacje satelitów GPS [27]

Przez cały dotychczasowy okres rozwoju segmentu kosmicznego można wyróżnić 6 generacji satelitów GPS, które umieszczono w przestrzeni kosmicznej:

- satelity bloku I (SVN1-SVN11), które obecnie nie są już stosowane,
- satelity bloku II (SVN13-SVN21),
- satelity bloku IIA (SVN22-SVN40),

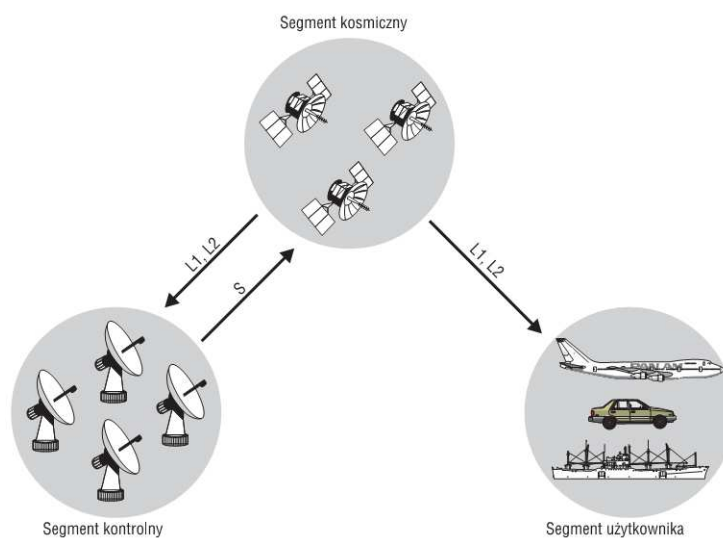
- satelity bloku IIR (SVN41-SVN62),
- satelity bloku IIR-M,
- satelity bloku IIF.

Każda generacja cechowała (bądź cechuje) się wybranymi parametrami technicznymi (ilością zegarów pokładowych, zdolnością transmisji sygnału przekształconego przez degradację SA i AS, jakością sygnału) oraz określoną żywotnością.

Sygnaly z satelitów mogą być odbierane przez dowolny odbiornik GPS bez żadnych opłat, a liczba użytkowników jest według założeń nieograniczona. W początkowych założeniach system został zaprojektowany tylko do użytku wojskowego, ale ze względu na ogromne koszty jego tworzenia oraz możliwości wykorzystania, został również udostępniony użytkownikom cywilnym.

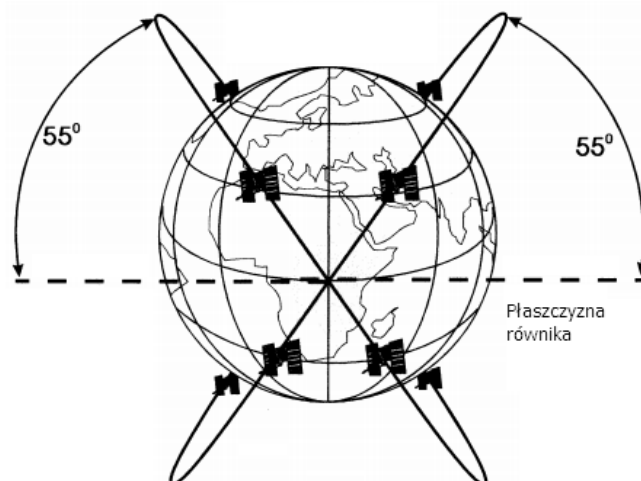
System GPS składa się z trzech podstawowych modułów: kosmicznego, kontrolnego i użytkowego. Elementy systemu GPS prezentuje rys. 5.2.

Segment kosmiczny zbudowany jest obecnie z 31 podstawowych, w tym 3-ch rezerwowych satelitów, poruszających się po sześciu pół-synchronicznych orbitach kołowych, nachylonych pod kątem 55° względem płaszczyzny równika (rys. 5.3). Satelity NAVSTAR umieszczone są na wysokości około 20 183 km nad powierzchnią Ziemi (czyli na orbicie niższej niż ta, na której umieszczone są satelity geostacjonarne) a czas obiegu satelity wokół naszej planety wynosi około 11 h 58 min (pół doby gwiazdowej). Takie rozmieszczenie w przestrzeni zapewnia możliwość jednoczesnego obserwowania w dowolnym miejscu Ziemi przynajmniej pięciu satelitów GPS z prawdopodobieństwem 0,9996.



Rys. 5.2. Schemat systemu GPS [28]

Pierwsze operacyjne satelity, oznaczone jako Blok I (numery SVN: 1-11) wystrzelono w latach 1978-1985, następne, jako Blok II (SVN: 13-21) w latach 1989-1990, Blok IIR (SVN: 41-62) w latach 2000-2004, Blok IIR-M w latach 2005-2009. Pierwszy satelita Bloku IIF został wystrzelony w maju 2010 roku. Docelowo planowane jest uzyskanie konstelacji około 33 satelitów, które mają udostępniać dodatkowy kanał SPS (L5 – 1176,45 MHz), poprawiający dokładność systemu dla użytkowników cywilnych.



Rys. 5.3. Nachylenie orbit satelitów GPS względem płaszczyzny równika [23]

Naziemny segment kontrolny to dwanaście stacji nadzoru rozmieszczonych, przede wszystkim w okolicach równika w następujących regionach świata: Colorado Springs, Cape Canaveral, Hawaje, Wyspy Wniebowzięcia, Diego Garcia, Atolu Kwajalein, Waszyngtonie, Ekwadorze, Argentynie, Londynie, Bahrajnie oraz Australii. Dzięki takiemu rozmieszczeniu każdy satelita jest w sposób ciągły obserwowany przez co najmniej dwie stacje, przez całą dobę. Centrala naziemna (MCS – *Master Control Station*) mieści się w bazie lotnictwa wojskowego Stanów Zjednoczonych w Shriever AFB (poprzednio w Falcon) w pobliżu Colorado Springs w Stanach Zjednoczonych. Zadaniem tego modułu jest zapewnienie łączności pomiędzy satelitami, a główną stacją odbiorczą, obliczanie efemeryd dla poszczególnych satelitów oraz wyznaczanie poprawki zegarów pokładowych i korekta orbit. Ma to decydujący wpływ na dokładność systemu, ponieważ w wyniku działania różnych czynników orbity satelitów ulegają stopniowym zmianom. Dane te przesyłane są kilka razy dziennie na pokład satelity, a część z tych danych jest następnie nadawana w kanale L1 do odbiorników nawigacyjnych. Stacje monitorujące kontrolują pozycję, prędkość oraz stan techniczny satelitów. Każda ze stacji może jednocześnie śledzić do 11 satelitów. W razie konieczności (odchylenie trajektorii lotu spowodowane grawitacją Słońca i Księżyca lub wiatrem słonecznym) dane o odchyleniach wysyłane są do Centrali naziemnej. Raz w roku, każdy satelita podlega korekcji położenia. Zajmuje to około 12 godzin, a przez ten czas satelita jest nieaktywny.

Segment użytkowy tworzą różnego rodzaju odbiorniki nawigacyjne lub geodezyjne. Odbiorniki te umożliwiają określanie pozycji w czasie rzeczywistym na podstawie sygnałów emitowanych przez widoczne satelity. Są to odbiorniki samodzielnie funkcjonujące lub wbudowane w inne systemy. Sygnał satelitarny rozchodzi się prostoliniowo, dlatego też wszystkie wysokie przeszkody terenowe mogą ograniczyć jego odbiór. Niektóre odbiorniki pozwalają na określenie pozycji wykorzystując sygnał z innych systemów, jak GLONASS.

Podobny do systemu GPS (NAVSTAR) system o nazwie GLONASS (ang. *Global Navigation Satellite System*) został uruchomiony w byłym Związku Radzieckim. Pełna konstelacja satelitów GLONASS będzie składała się także z 30 satelitów rozmieszczonych na trzech płaszczyznach orbitalnych, nachylonych pod kątem $64,8^\circ$. Obecnie konstelacja składa się z 22 operacyjnych satelitów.

Unia Europejska zdecydowała o budowie cywilnego systemu satelitarnego o nazwie GALILEO. Docelowo system będzie składał się z 30 satelitów (w tym rezerwowych), umieszczonych na wysokości ponad 23 tys. km nad Ziemią na trzech kołowych orbitach nachylonych do płaszczyzny równika pod kątem 56° . Pierwszy testowy satelita został wystrzelony na orbitę w końcu 2005 roku. Pełna funkcjonalność tego systemu planowana jest na 2014 rok.

5.1. Sygnał satelitarny GPS

Sygnał satelitarny docierający z satelity do odbiornika jest bardzo skomplikowany. Każdy satelita emituje sygnały pomiarowe w dwóch pasmach częstotliwości L1 (1575,42 MHz – długość fali 19,029 cm) i L2 (1 227,60 MHz – długość fali 24,421 cm), przesyła sygnały czasu własnego zegara, przekazuje informacje dotyczące swojego położenia w przestrzeni oraz podaje własne dane identyfikacyjne. Częstotliwości L1 i L2 są modulowane i kodowane różnymi sygnałami: kodem C/A (*coarse/acquisition – clear/access*), P (*precise - protected*) i Y. Kod C/A jest kodem ogólnie dostępnym i mniej dokładnym. Kod P jest precyzyjnym kodem, ale dostępnym tylko dla uprawnionych użytkowników, natomiast kod Y jest zastrzeżony dla armii USA [28,29]. Pomiar prowadzony na dwóch częstotliwościach jest praktycznie wolny od wpływu refrakcji jonosferycznej. Refrakcję niższych warstw atmosferycznych (troposfery) eliminuje się poprzez automatyczne wprowadzanie poprawek obliczonych na podstawie przyjętego modelu atmosfery. Wysyłany równocześnie w sygnale satelitarnym pakiet informacji zawiera dane elementy orbit wszystkich satelitów, poprawki zegarów pokładowych oraz dane o jakości sygnału. Użytkownicy cywilni przybliżoną poprawkę jonosferyczną otrzymują w depeszy nawigacyjnej lub dzięki systemowi DGPS.

Dla poprawnej pracy systemu bardzo istotny jest pomiar czasu. Każdy satelita wyposażony jest w zegar atomowy (rubidowy lub wcześniej cezowy), dzięki czemu jego sygnał jest precyzyjnie zsynchronizowany z całym systemem.

Do końca kwietnia 2000 roku sygnał z satelitów GPS był zakłócany selektywnie (S/A, ang. *selective availability*) i dokładność takich systemów wynosiła około 100 m. Od 1-go maja 2000 roku rząd Stanów Zjednoczonych zniósł celowe zakłócanie sygnału S/A przez co dokładność pomiaru zdecydowanie wzrosła i zwiększyła się przez to powszechność i różnorodność zastosowań globalnego systemu pozycjonowania.

Zasada działania systemu GPS polega na pomiarze odległości pomiędzy satelitą, którego pozycja jest znana, a odbiornikiem. Mierzona odległość jest określana poprzez pomiar czasu propagacji sygnału radiowego z satelity do odbiornika. Znana odległość od satelity lokuje odbiornik (a więc punkt pomiaru) na sferze o promieniu równym zmierzonej odległości. Znana odległość od dwóch satelitów lokuje odbiornik na okręgu będącym przecięciem dwóch sfer. Jeżeli dokonamy pomiaru odległości do trzech satelitów GPS, to trzy powierzchnie kuliste reprezentujące odległości od tych satelitów przetną się w dwóch punktach. Jeden wyznacza położenie naszego odbiornika, zaś drugi punkt bez trudu odrzucimy jako rozwiązanie niemożliwe [30]. Dla wyznaczenia trzech współrzędnych (XYZ) miejsca obserwacji konieczne jest jednoczesne obserwowanie minimum czterech satelitów.

Określenie położenia punktu polegające na wyznaczeniu odległości (tzw. pseudoodległości) od odbiornika satelitarnego do satelity, który jest w ciągłym ruchu, jest zadaniem bardzo złożonym, wymagającym m.in. uwzględnienia spowolnienia upływu czasu w polu grawitacyjnym Ziemi [31,32]. Pomiar pseudoodległości może być realizowany metodą kodową (pomiar kodowy - FLOAT) albo metodą fazową (pomiar fazowy - FIX). Różnice w pomiarze odległości do satelity przedstawia tabela 5.1.

W metodzie pierwszej (pomiar kodowy) wykorzystuje się emisję kodu (C/A lub P) przez satelitę i odbiornik w tych samych momentach czasu. Kod wytwarzany w odbiorniku (ang. *replica code*) jest przesunięty o czas przebiegu sygnału z satelity do anteny. Znając prędkość rozchodzenia się fal elektromagnetycznych oblicza się odległość Ziemia-satelita. Dokładność tej metody jest rzędu kilku metrów. W metodzie drugiej (pomiar fazowy) mierzy się fazę sygnału docierającego do odbiornika. Metoda ta jest dokładniejsza (mm), ale jest wrażliwa na utratę łączności z satelitą, wymaga bowiem ponownej inicjalizacji instrumentu.

Tabela 5.1. Różnice w pomiarze odległości metodą kodową i fazową

Wyszczególnienie	Metoda kodowa	Metoda fazowa
dokładność	m	cm i mm
inicjacja odbiornika	nie	tak

5.2. Metody pomiarów współrzędnych

Istnieje kilka metod pomiaru z pomocą sygnałów satelitarnych. Współrzędne geograficzne można wyznaczać metodą absolutną (bezwzględna) lub względną. Mając do dyspozycji tylko jeden odbiornik satelitarny GPS uzyskujemy współrzędne stanowiska anteny w układzie, w którym podawane są orbity satelitów GPS (układ geocentryczny WGS 84). Dokładność wyznaczania pozycji tym sposobem wynosi kilka metrów, a jego główne zastosowanie to nawigacja lądowa, morska i turystyka.

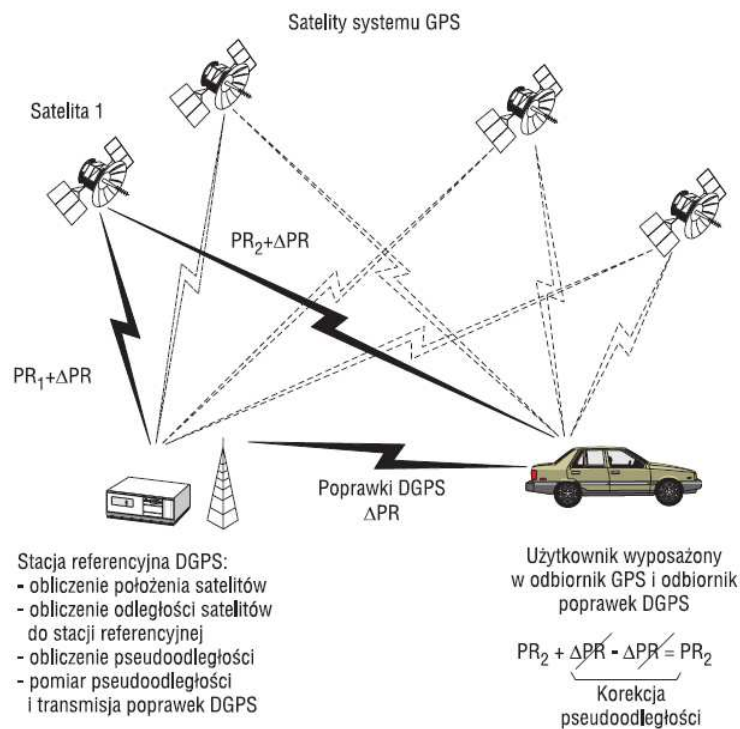
W przypadku potrzeby uzyskiwania dużych dokładności niezbędne jest stosowanie metod względnych, bazujących na wykorzystaniu co najmniej dwóch odbiorników GPS i porównywaniu różnic współrzędnych pomiędzy stanowiskami pomiarowymi, a punktami o znanych współrzędnych. Można wyróżnić dwie kategorie pomiarowe: pomiary statyczne, gdy wszystkie odbiorniki wykonujące rejestrację sygnałów satelitarnych przez cały czas ich wykonywania pozostają w bezruchu oraz pomiary kinematyczne (dynamiczne), gdy jeden z odbiorników porusza się, a drugi prowadzi pomiar stacjonarny.

W pomiarach przeznaczonych dla systemów GIS (ang. *Geographic Information System*) wykorzystuje się najczęściej pomiary metodą różnicową (ang. DGPS – *Differential GPS*). Pomiary różnicowe mogą być realizowane w czasie rzeczywistym (RTK) lub poprzez zapamiętanie rezultatów wykonanych pomiarów i późniejsze wyliczenie danych korekcyjnych dla odbiornika ruchomego [23,38].

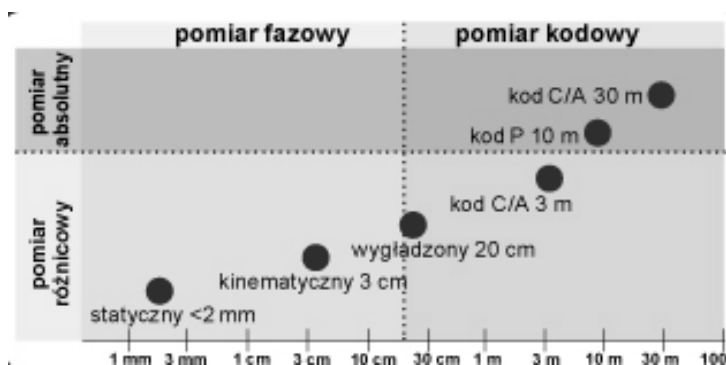
Najbardziej wygodną i dokładną techniką pomiarową jest pomiar GPS w czasie rzeczywistym, zwany GPS-RTK (ang. *GPS Real Time Kinematic*).

Do pomiarów w czasie rzeczywistym potrzebne są przynajmniej dwa odbiorniki GPS, przy czym jeden z nich umieszcza się w punkcie o znanej pozycji (rys. 5.4). Spełnia on wtedy rolę stacji bazowej (referencyjnej, ang. *referential station*), która wyznacza błąd określenia pozycji, a podłączony do niego radiomodem przesyła poprawkę do drugiego odbiornika, którym dokonuje się pomiarów. Drugi wykorzystywany odbiornik to odbiornik ruchomy (tzw. *rover*). Wykorzystanie przez odbiornik ruchomy przesyłanej poprawki stacji bazowej zapewnia dokładność pomiaru GPS RTK do 1 cm w czasie rzeczywistym przy pomiarach fazowych lub 1-2 m przy pomiarach kodowych (rys. 5.5). Innym sposobem korekcji błędów są poprawki przesyłane przez satelity geostacjonarne WAAS/EGNOS.

Współczesne odbiorniki GPS mają możliwość wykorzystania sygnałów z satelitów systemu GPS, GLONASS i w najbliższej przyszłości z europejskiego systemu GALILEO. Dzięki wykorzystaniu sygnałów z systemu GPS i GLONASS możliwe jest zwiększenie o 70% liczby widocznych satelitów. Według stanu na październik 2010 dostępnych było łącznie 53 satelitów obu systemów. Zwiększa to sprawność i efektywność dokonywanych pomiarów.



Rys. 5.4. Zasada pomiaru GPS-RTK [27]



Rys. 5.5. Orientacyjne dokładności dla pomiaru fazowego (FIX) i pomiaru kodowego (FLOAT) przy zastosowaniu różnych metod pomiarowych [23]

System GALILEO (będący w odróżnieniu od pozostałych funkcjonujących systemów - systemem cywilnym) według prognoz będzie miał docelowo 30 satelitów, a współczesne odbiorniki GPS są już przystosowywane do odbioru sygnałów z tego systemu. Ta technologia przyszłości wykorzystująca sygnały z trzech wspomnianych systemów jest już dzisiaj nazywana technologią G3.

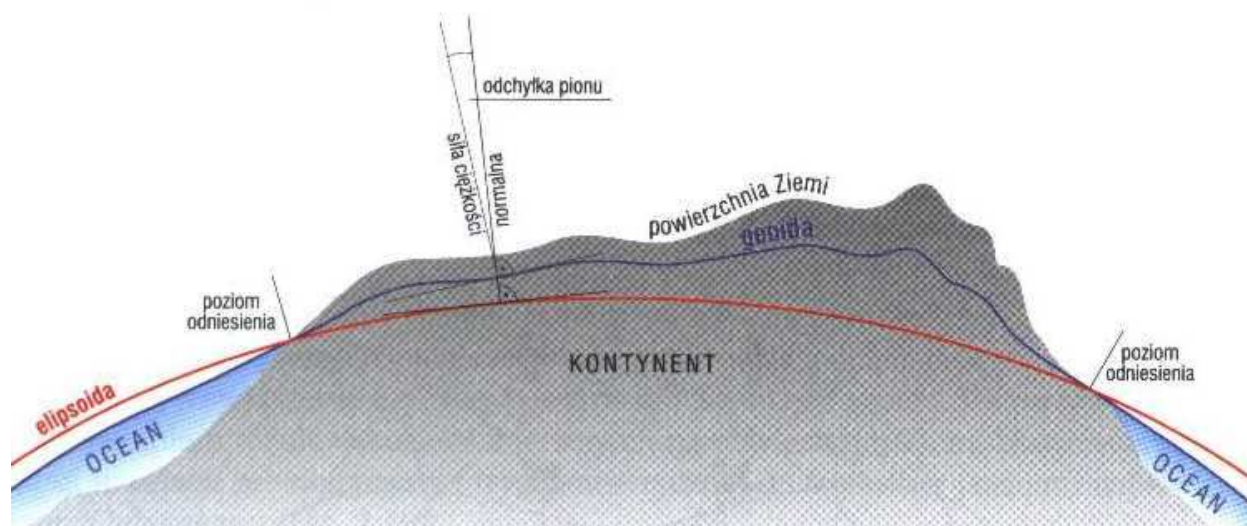
System GALILEO zarządzany będzie przez Europejską Agencję Kosmiczną (ESA).

5.3. Wyznaczanie wysokości (Z) mierzonego punktu

Od kilku wieków konstruuje się modele matematyczne elipsoidy obrazujące w sposób przybliżony fizyczną bryłę Ziemi. W ciągu kilkuset lat (ponad 250) zaproponowano kilkadziesiąt rozwiązań, z których kilkanaście odegrało rolę praktyczną. W 1979 roku Międzynarodowa Unia Geodezji i Geofizyki przyjęła globalną elipsoidę odniesienia, której parametry nieznacznie odbiegają od kształtu Ziemi (rys. 5.6). Przyjęta elipsoida stanowi

podstawę geodezyjnego systemu odniesienia o nazwie WGS 84. W pomiarach GPS wykorzystuje się właśnie tę elipsoidę [48,68,70,102].

Określono model geoidy, który jest powierzchnią, na której „wylana woda” pozostaje w bezruchu, gdyż jest to powierzchnia pozioma. Praktyczne wyznaczenie tej powierzchni jest realizowane poprzez mareograf ze średnim poziomem morza. Można powiedzieć, że jest to powierzchnia wszędzie prostopadła do lokalnego pionu, przebiegająca na średnim poziomie niewzburzonych oceanów, przedłużonych pod powierzchnią lądów [13,47,48].



Rys. 5.6. Zależności pomiędzy powierzchnią Ziemi, geoidą i elipsoidą [47]

Wysokości z pomiarów GPS nie są wysokościami liczonymi od średniego poziomu morza (geoidy) a od elipsoidy. Współrzędne GPS wyznaczone są w układzie współrzędnych prostokątnych (WGS 84) z początkiem układu w centrum Ziemi [33,40].

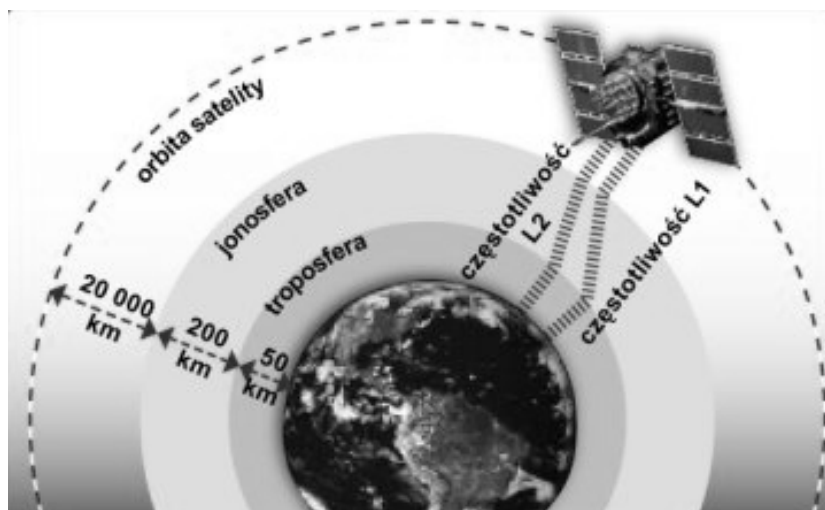
Na ogół geoida przebiega na obszarach lądowych powyżej, a na morskich poniżej elipsoidy. Wartości odstępów geoidy od elipsoidy, nazywane są undulacjami geoidy, wahają się od -110 m do +84 m. Na terenie Polski wartości te przyjmują zakres od 28 do 43 metrów.

Podczas pomiaru GPS można wybrać inny układ odniesienia niż WGS 84. Przy wyborze układu lokalnego otrzymuje się poprawne wartości wysokości. Procedura przeliczenia współrzędnych do żądanego układu odniesienia może odbywać się także po pomiarze, w tzw. *postprocessingu*.

5.4. Błędy wyznaczania pozycji GPS

Pomiar współrzędnych w technologii satelitarnej GPS obarczony jest wypadkowym błędem kilku składowych. Do najważniejszych z nich należą [23,40]:

- **błędy systemu GPS** – związane z błędami czasu, z wyznaczaniem precyzyjnych elementów orbit satelitów czy ze znajomości pola grawitacyjnego; są one eliminowane w technologiach różnicowych,
- **błędy ośrodka i propagacji sygnału GPS** – wynikające z refrakcji jonosferycznej i troposferycznej (rys. 5.7) oraz wielodrożności sygnału polegające na tym, że do odbiornika dociera jednocześnie sygnał z satelity i sygnał odbity od innych sąsiadujących obiektów (rys. 5.8),

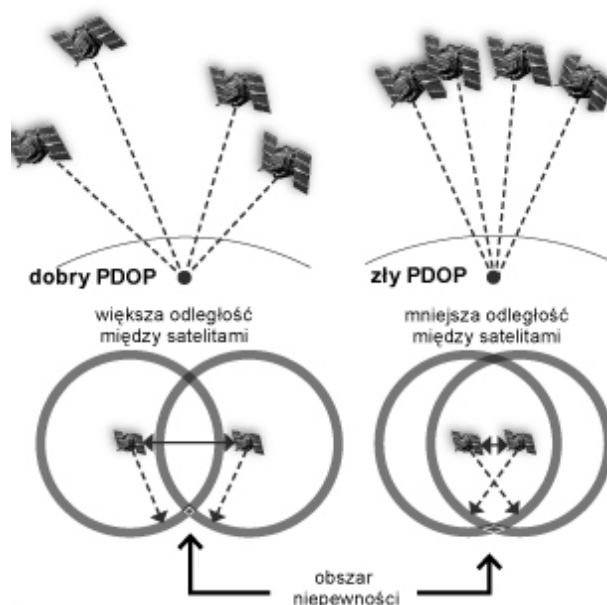


Rys. 5.7. Refrakcja jonosferyczna i troposferyczna [23]



Rys. 5.8. Wielodrożność sygnału [23]

- **błędy aparaturowe** – zalicza się tutaj błędy aparatury umieszczonej na pokładzie satelitów oraz samych odbiorników (jakość anteny, szum odbiornika),
- **błędy wynikające z niewłaściwej geometrii konstelacji satelitów GPS** – jakość geometrycznej konstelacji satelitów charakteryzuje współczynnik DOP (*Dilution of precision*); wyznacza się go na podstawie macierzy współczynników układu równań obserwacyjnych; można wyróżnić kilka rodzajów współczynników DOP (HDOP – *horizontal DOP*, VDOP – *vertical DOP*, PDOP – *position DOP* i TDOP – *time DOP*); im współczynnik PDOP jest mniejszy, tym korzystniejsza jest konfiguracja satelitów (rys. 5.9); przyjmuje się, że jeśli PDOP wynosi 1-3 to warunki obserwacji są bardzo dobre, gdy 4-6 to dobre, a jak >6 to nie powinno się dokonywać pomiarów,
- **błędy stosowanych technologii** – wynikające z przyjętej metodyki pomiaru oraz ilości wykorzystywanych odbiorników.



Rys. 5.9. Ilustracja korzystnego i niekorzystnego rozmieszczenia satelitów [23]

5.5. System ASG-EUPOS

System ASG-EUPOS (Aktywna Sieć Geodezyjna EUPOS) został uruchomiony 2 czerwca 2008 roku dla wszystkich użytkowników i według zapewnień Centrum Zarządzania jest już operacyjny. Jest to wielofunkcyjny system pozycjonowania satelitarnego, oparty na powierzchniowej sieci 98 permanentnych stacji referencyjnych GNSS (rys. 5.10), ze średnią odległością wzajemną 70 km. W ramach tego systemu udostępniane są serwisy oraz dane obserwacyjne GNSS dla obszaru całej Polski. Jego właścicielem i zarazem operatorem jest Główny Urząd Geodezji i Kartografii z siedzibą w Warszawie.

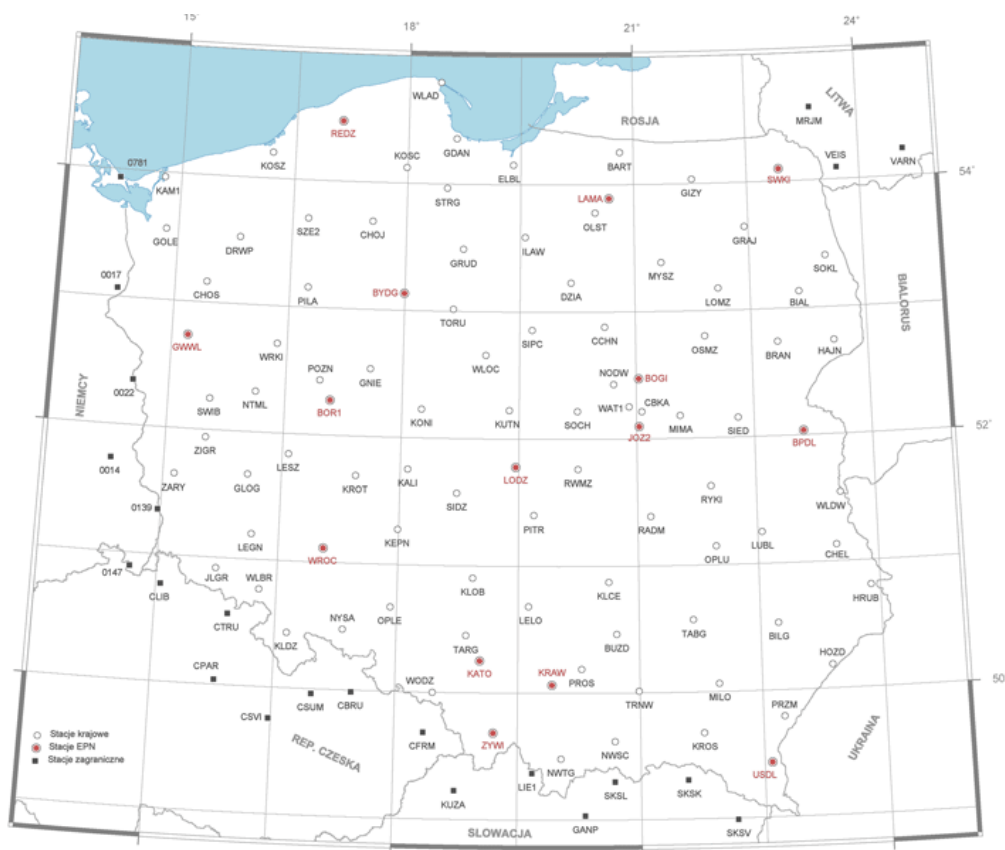
W systemie ASG-EUPOS uruchomiono trzy serwisy udostępniania poprawek różnicowych (NAWGEO, NAWGIS i KODGIS), serwis udostępniania danych obserwacyjnych (POZGEOD) oraz serwis obliczeń w *postprocessingu* (POZGEO).

Serwisy NAWGEO, NAWGIS i KODGIS zapewniają użytkownikom udostępnianie poprawek różnicowych o wymaganych przez nich dokładnościach dając możliwość wykonywania pomiarów GNSS w czasie rzeczywistym (tabela 5.2).

Poprawki generowane przez system obliczeniowy ASG-EUPOS dostępne są pod wskazanymi adresami IP i można je otrzymywać przy wykorzystaniu dowolnego rodzaju transmisji – GSM, GPRS, Internetu, fal radiowych, technologii 3G czy Wi-Fi.

Tabela 5.2. Parametry serwisów udostępniania poprawek różnicowych w systemie ASG/EUPOS

Usługa	Metoda pomiaru	Przesyłanie danych	Precyzja wyznaczenia
NAWGEO	kinematyczna (RTK)	GSM/Internet	0,03-0,05 m
NAWGIS	różnicowa (DGNSS)	FM/GSM/Internet	0,25-3,0 m



Rys. 5.10. Rozmieszczenie stacji referencyjnych systemu ASG/EUPOS

5.6. Inne systemy pozycjonowania

Oprócz wspomnianych innych systemów pozycjonowania – GLONASS i GALILEO, w Chinach rozwijany jest system COMPASS (wcześniej funkcjonujący pod nazwą Beidou), którego pierwszy satelita został wystrzelony w 2000 roku. System funkcjonuje już na terytorium Chin, a jego ukończenie ma nastąpić w najbliższych latach i obejmować docelowo cały świat.

Indie przymierzają się również do swojego systemu pozycjonowania funkcjonującego pod roboczą nazwą IRNSS (ang. *Indian Regional Navigational Satellite System*), który został zapoczątkowany w 2006 roku.

6. Analiza lotu kapsuły wodnej

Analizując lot kapsuły wodnej wyrzuconej z pewną prędkością początkową z danej wysokości otrzymuje się przypadek rzutu poziomego, który jest powszechnie znanym zagadnieniem fizycznym. Jedyna różnica w takim ujęciu tego zjawiska polega na uwzględnieniu występowania oporów ruchu i wpływu wiatru. Równania uwzględniające te poprawki w dostateczny sposób opisują dane zagadnienie i na ich podstawie można dokonać właściwej analizy lotu kapsuły wodnej.

6.1. Opory występujące podczas lotu kapsuły wodnej

Rozpatrując rzeczywisty rzut poziomy należy wziąć pod uwagę opory powietrza podczas lotu. Siła oporu jest wypadkową [77]:

- sił stycznych (opory lepkości),
- sił normalnych (opory ciśnieniowe),

do powierzchni opływającego ciała – kapsuły wodnej.

Opory lepkości pochodzące od sił tarcia wewnętrznego wyrażają się w następujący sposób (przypadek Stokesa) [8,77]:

$$F_{OPORU} = B_S \eta L v, \quad (6.1)$$

gdzie:

η – lepkość dynamiczna otaczającego płynu [Pa*s],

L – charakterystyczny wymiar opływającego ciała [m],

v – prędkość ciała [m/s],

B_S – bezwymiarowy współczynnik proporcjonalności [-].

Opory ciśnieniowe, pochodzące od sił skierowanych prostopadle do poszczególnych elementów powierzchni opływającego ciała, opisuje następujące równanie (przypadek Bernoulliego) [8,77]:

$$F_{OPORU} = B_B \rho A v^2, \quad (6.2)$$

gdzie:

ρ – gęstość otaczającego płynu [kg/m³],

B_B – bezwymiarowy współczynnik proporcjonalności [-],

A – pole powierzchni czołowej [m²],

v – prędkość ciała [m/s].

Zakładając, że kapsuła wodna jest kulą:

- opory lepkości dla kuli o promieniu r wyrażone są wzorem (Stokesa):

$$F_{OPORU-S} = 6\pi\eta r v, \quad (6.3)$$

gdzie:

η – lepkość otaczającego płynu [Pa*s],

r – promień kuli [m],

v – prędkość kuli [m/s].

- opory ciśnieniowe dla kuli o promieniu r , poruszającej się w powietrzu, wyrażone są wzorem (Bernoulliego):

$$F_{OPORU-B} = \frac{1}{2} \rho c A v^2, \quad (6.4)$$

gdzie:

ρ – gęstość otaczającego płynu (powietrza) [kg/m^3],

c – współczynnik oporu aerodynamicznego [-],

A – pole powierzchni czołowej [m^2], (przekrój poprzeczny: $A = \pi r^2$),

v – prędkość kuli [m/s].

Wypadkowa siła oporu kapsuły pochodząca od tarcia z cząsteczkami powietrza i oporów ciśnieniowych jest funkcją prędkości i kwadratu prędkości:

$$F_{oporu} = f_1(v) + f_2(v^2), \quad (6.5)$$

gdzie:

$f_1(v)$ – opory lepkości wprost proporcjonalne do prędkości (przypadek Stokesa),

$f_2(v^2)$ – opory ciśnieniowe wprost proporcjonalne do kwadratu prędkości (przypadek Bernoulliego).

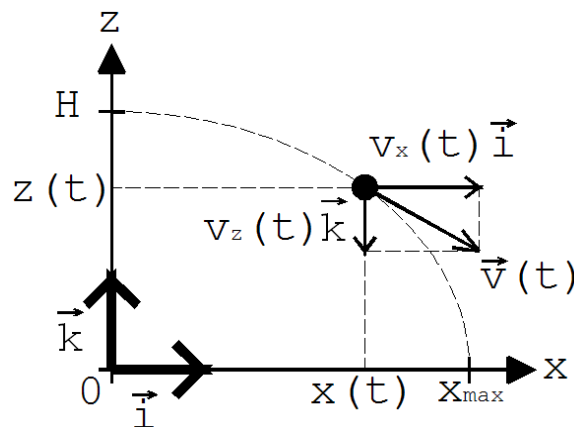
Ponieważ opory lepkości są wprost proporcjonalne do współczynnika lepkości powietrza, którego wartość jest bardzo mała dla warunków w jakich odbywa się lot (współczynnik lepkości dynamicznej η ma wartość rzędu $0,0185 \cdot 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{s}$ [53]), nie mają one realnego wpływu na ruch kapsuły wodnej. Zatem dość dobrym przybliżeniem siły oporu działającej na kapsułę wodną jest:

$$F_{oporu} = f(v^2), \quad (6.6)$$

co jest przypadkiem Bernoulliego.

6.2. Równania opisujące lot kapsuły wodnej

Opisując rzut poziomy ciała z wysokości H z prędkością początkową v_0 rozpatruje się dwie jego składowe – poziomą $x(t)$ oraz pionową $z(t)$. Wektor prędkości w tym ruchu jest styczny do toru ruchu (rys. 6.1). Można rozbić go na dwie składowe $v_x(t)$ i $v_z(t)$, których suma wektorowa wyznacza wektor prędkości: $\vec{v}(t) = v_x(t) \vec{i} + v_z(t) \vec{k}$.



Rys. 6.1. Rzut poziomy z wysokości H

Rozpatrując rzut poziomy ciała o danej masie m z wysokości H z prędkością początkową v_0 (rys. 6.2) przyjęto, że występujące opory ruchu $\mathbf{F}_{\text{oporu}}$ są proporcjonalne do kwadratu prędkości ciała (przypadek Bernoulliego). Wypadkowa siła działająca na kapsułę jest sumą wektorową dwóch składowych:

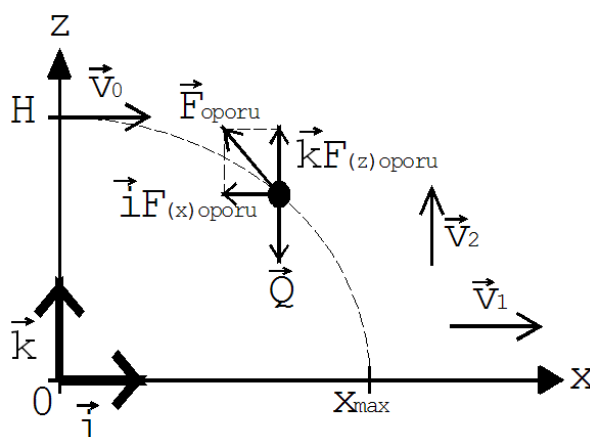
- ciężaru ciała \mathbf{Q} ,
- oporu powietrza $\mathbf{F}_{\text{oporu}}$:

$$\mathbf{F} = \mathbf{Q} + \mathbf{F}_{\text{oporu}}, \quad (6.7a)$$

$$m \cdot \mathbf{a} = m \cdot \mathbf{g} + c_u \cdot v^2 \cdot \frac{\mathbf{v}}{v} \Rightarrow m \cdot \mathbf{a} = m \cdot \mathbf{g} + c_u \cdot v \cdot \mathbf{v}, \quad (6.7b)$$

gdzie: $\frac{\mathbf{v}}{v}$ - wektor jednostkowy prędkości ciała (określający kierunek i zwrot wektora prędkości),

c_u - współczynnik proporcjonalności (uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego).



Rys. 6.2. Rzut poziomy z wysokości H z prędkością początkową v_0 , w którym występują opory proporcjonalne do kwadratu prędkości

Siła oporu dla przypadku Bernoulliego określona jest następującym równaniem:

$$\mathbf{F}_{\text{oporu}} = -\frac{c\rho A}{2} v \mathbf{v}, \quad (6.8)$$

gdzie:

c - współczynnik oporu aerodynamicznego [-],

ρ - gęstość powietrza [kg/m^3],

A - pole powierzchni czołowej [m^2],

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_z^2}.$$

Podstawiając tę zależność na v do równania (6.8) otrzymuje się [55]:

$$\mathbf{F}_{\text{oporu}} = -\frac{c\rho A}{2} \sqrt{v_x^2 + v_z^2} \mathbf{v}. \quad (6.9)$$

Równanie toru ruchu dla przypadku Bernoulliego jest rozwiązaniem następującego układu równań:

$$\begin{cases} OX : ma_x(t) = -b\left(\sqrt{v_x^2(t) + v_z^2(t)}\right)v_x(t) \\ OZ : ma_z(t) = -mg + k\left(\sqrt{v_x^2(t) + v_z^2(t)}\right)v_z(t) \end{cases}, \quad (6.10)$$

gdzie:

b – uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego [kg/m] wyznaczany dla ciała poruszającego się w płaszczyźnie poziomej $\left(b = \frac{c_x \rho A_x}{2}\right)$, A_x – pole powierzchni czołowej dla ruchu wzdłuż osi X [50], c_x – współczynnik oporu aerodynamicznego dla ciała poruszającego się w płaszczyźnie poziomej,

k – uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego [kg/m] wyznaczany dla ciała poruszającego się w płaszczyźnie pionowej $\left(k = \frac{c_z \rho A_z}{2}\right)$, A_z – pole powierzchni czołowej dla ruchu wzdłuż osi Z [50], c_z – współczynnik oporu aerodynamicznego dla ciała poruszającego się w płaszczyźnie pionowej.

Ze względu na przyjęcie zwrotu osi pionowej przeciwnie do kierunku przemieszczania się kapsuły wodnej (rys. 6.1), właściwe równania opisujące jej ruch mają postać:

$$\begin{cases} OX : ma_x(t) = -b\left(\sqrt{v_x^2(t) + v_z^2(t)}\right)v_x(t) \\ OZ : ma_z(t) = -mg - k\left(\sqrt{v_x^2(t) + v_z^2(t)}\right)v_z(t) \end{cases}. \quad (6.11)$$

Na ruch ciała mają wpływ prądy poziome v_1 ([m/s]) i pionowe v_2 ([m/s]) o stałych wartościach, których kierunek i zwrot przedstawiony jest na rys. 6.2. Uwzględniając ich występowanie, równania (6.11) przyjmują następującą postać:

$$\begin{cases} OX : ma_x(t) = -b\sqrt{(v_x(t) - v_1)^2 + (v_z(t) - v_2)^2}(v_x(t) - v_1) \\ OZ : ma_z(t) = -mg - k\sqrt{(v_x(t) - v_1)^2 + (v_z(t) - v_2)^2}(v_z(t) - v_2) \end{cases}. \quad (6.12)$$

Warunki początkowe i brzegowe dla powyższych równań są następujące:

$$\begin{cases} v_x(0) = v_0 \\ x(0) = 0 \\ v_z(0) = 0 \\ z(0) = H \end{cases}, \quad (6.13)$$

gdzie:

v_0 – prędkość początkowa [m/s],
 H – wysokość początkowa [m].

6.3. Analiza równań opisujących lot kapsuły – możliwości analitycznego rozwiązania równań

6.3.1. Sposób I

Rozwiązanie analityczne równań opisujących lot kapsuły wodnej (6.12), (6.13) nie jest możliwe bezpośrednio.

Układ (6.12), (6.13) można istotnie uprościć sprowadzając do jednego równania rzędu drugiego w przypadku:

$$\begin{cases} k = b \\ v_1 = 0 \\ v_2 = 0 \end{cases}$$

Oznaczając:

$$d = \frac{b}{m},$$

uzyskuje się:

$$\begin{cases} \frac{dv_x(t)}{dt} = -d \left(\sqrt{v_x^2(t) + v_z^2(t)} \right) v_x(t) \\ \frac{dv_z(t)}{dt} = -g - d \left(\sqrt{v_x^2(t) + v_z^2(t)} \right) v_z(t) \end{cases} \quad (6.14)$$

Następnie podstawiając pierwsze z równań (6.14) do drugiego otrzymuje się:

$$\frac{dv_z(t)}{dt} = \frac{v_z(t)}{v_x(t)} \frac{dv_x(t)}{dt} - g. \quad (6.15)$$

Przyjmując:

$$q(t) = \frac{v_z(t)}{v_x(t)}, \quad (6.16)$$

czyli:

$$v_z(t) = q(t)v_x(t), \quad (6.17)$$

po czym różniczkując stronami (6.17) otrzymuje się:

$$\frac{dv_z(t)}{dt} = \frac{dq(t)}{dt} v_x(t) + q(t) \frac{dv_x(t)}{dt}. \quad (6.18)$$

Wstawiając (6.18) do (6.15) i uwzględniając (6.16) uzyskuje się:

$$\frac{dq(t)}{dt} v_x(t) + q(t) \frac{dv_x(t)}{dt} = q(t) \frac{dv_x(t)}{dt} - g, \quad (6.19)$$

po uproszczeniu:

$$\frac{dq(t)}{dt} v_x(t) = -g, \quad (6.20)$$

$$v_x(t) = -\frac{g}{\frac{dq(t)}{dt}}. \quad (6.21)$$

Na podstawie (6.17) i (6.21) otrzymuje się:

$$v_z(t) = -q(t) \frac{g}{\frac{dq(t)}{dt}}. \quad (6.22)$$

Należy więc znaleźć równanie na $q(t)$.

Różniczkując (6.21) stronami otrzymuje się:

$$\frac{dv_x(t)}{dt} = \frac{g}{\left(\frac{dq(t)}{dt}\right)^2} \frac{dq^2(t)}{dt^2}. \quad (6.23)$$

Korzystając z podstawienia (6.17) pierwsze równanie układu (6.14) ma postać:

$$\frac{dv_x(t)}{dt} = -d \left(\sqrt{v_x^2(t) + q^2(t) v_x^2(t)} \right) v_x(t) = -d \sqrt{1 + q^2(t)} v_x^2(t). \quad (6.24)$$

Uwzględniając (6.23) powyższe równanie zapisane zostaje w postaci:

$$\frac{g}{\left(\frac{dq(t)}{dt}\right)^2} \frac{dq^2(t)}{dt^2} = -d \sqrt{1 + q^2(t)} \frac{g^2}{\left(\frac{dq(t)}{dt}\right)^2} \quad (6.25)$$

Dzieląc obie strony (6.15) przez $\frac{g}{\left(\frac{dq(t)}{dt}\right)^2}$ otrzymuje się:

$$\frac{dq^2(t)}{dt^2} = -gd \sqrt{1 + q^2(t)}. \quad (6.26)$$

Z warunków początkowych (6.13) oraz ze wzorów (6.16) i (6.20) otrzymuje się warunki początkowe dla funkcji niewiadomej $q(t)$:

$$\begin{cases} q(0) = 0 \\ \frac{dq(t)}{dt^2}(0) = -\frac{g}{v_0} \end{cases} \quad (6.27)$$

Zagadnienia początkowego (6.26), (6.27) nie można rozwiązać w sposób analityczny. Powstające przy całkowaniu funkcje pierwotne nie dają się wyrazić przy pomocy funkcji elementarnych. Powyższe zagadnienia należy rozwiązać numerycznie (np. używając programów wspomagających wykonywanie obliczeń matematycznych MATHCAD, MATLAB lub implementując odpowiedni algorytm w języku C/C++). Obliczenie składowych prędkości $v_x(t)$ i $v_z(t)$ wykonuje się w oparciu o wzory (6.21) i (6.22). Funkcję drogi $s(t) = [x(t), z(t)]$ otrzymuje się całkując numerycznie odpowiednie funkcje prędkości:

$$\begin{cases} x(t) = \int_0^t v_x(\tau) d\tau + x(0) \\ z(t) = \int_0^t v_z(\tau) d\tau + z(0) \end{cases} \quad (6.28)$$

6.3.2. Sposób II

Ze względu na stopień trudności rozwiązania równań (6.14) mogą one zostać zastąpione, w uzasadnionych przypadkach, układem (6.29), który traktowany jest jako jego przybliżenie [4,6]. Układ (6.29) jest dobrą aproksymacją równań ruchu kapsuły.

Rzut ciała z oporami proporcjonalnymi do kwadratu prędkości opisują następujące równania (zgodnie z rys. 6.2):

$$\begin{cases} ma_x(t) = -b(v_x(t) - v_1)^2 \\ ma_z(t) = -mg + k(v_z(t) - v_2)^2 \end{cases} \quad (6.29)$$

Oba równania (6.29) są równaniami o zmiennych rozdzielonych. Po rozdzieleniu zmiennych i scałkowaniu każdego z równań otrzymuje się:

$$\begin{cases} x(t) = \frac{m}{b} \ln \left| \frac{b(v_0 - v_1)}{m} t + 1 \right| + v_1 t \\ z(t) = \sqrt{\frac{gm}{k}} \left(-t + \sqrt{\frac{m}{kg}} \ln \left| \frac{e^{\sqrt{\frac{4kg}{m}} t} \left(1 - \frac{1}{C_1} \right)} \right|}{e^{\sqrt{\frac{4kg}{m}} t} - \frac{1}{C_1}} \right) + v_2 t + H \end{cases}, \quad (6.30)$$

gdzie:

$$C_1 = \frac{v_2 + \sqrt{\frac{mg}{k}}}{v_2 - \sqrt{\frac{mg}{k}}},$$

oraz:

g – przyspieszenie ziemskie [m/s^2];

v_1 – prąd (wiatr) poziomy [m/s];

v_2 – prąd (wiatr) pionowy [m/s];

m – masa kapsuły wodnej [kg];

v_0 – prędkość początkowa kapsuły [m/s];

H – wysokość zrzutu kapsuły [m];

b – uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego poziomy [kg/m];

k – uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego pionowy [kg/m].

6.4. Numeryczne rozwiązanie równań opisujących lot kapsuły wodnej

Układ równań różniczkowych obrazujący lot kapsuły wodnej (6.12), (6.13) należy rozwiązać metodami numerycznymi [74]. Wspecjalizowane programy komputerowe do rozwiązywania tego typu zagadnień (np. MATLAB, MATHCAD) nie mogą być użyte ze względu na nie spełnienie kryterium czasowego, jaki posiada projektowany układ czasu rzeczywistego. Konieczne jest zaimplementowanie bezpośrednio odpowiednich algorytmów, które wykonają właściwe działania w wymaganym czasie.

Szerokie zastosowanie w rozwiązywaniu numerycznym równań różniczkowych znajdują metody Rungego-Kutty (RK) (dodatek B). Ich dokładność uzależniona jest od wyboru rodzaju metody oraz długości kroku całkowania. Zmniejszenie kroku powoduje wzrost dokładności obliczeń, lecz wpływa to na zwiększenie czasu wykonywanych operacji. Ze względu na dość duży wybór metod RK można, różnymi sposobami selekcji, wybrać najlepszą metodę.

W tym celu rozwiązano układ równań (6.12), (6.13) następującymi sposobami:

- metoda RK(2,2),
- metoda RK(4,4),
- metoda Mersona – RK(4,5),
- metoda Skratona – RK(4,5),
- metoda RK(5,6),
- metoda RK(6,8).

Układ równań (6.12), (6.13) został zaimplementowany w języku C w następujący sposób [3,10,36,49]:

- zdefiniowanie funkcji opisującej równania ruchu kapsuły wzdłuż osi X – f_x oraz wzdłuż osi Z – f_z :

```
float fx(float b, float vx, float vz)
```

```
{  
    return -b*sqrt((vx-v1)*(vx-v1)+(vz-v2)*(vz-v2))*(vx-v1)/m;  
}
```

```
float fz(float k, float vz, float vx )
```

```
{  
    return -k*sqrt((vx-v1)*(vx-v1)+(vz-v2)*(vz-v2))*(vz-v2)/m-g;  
}
```

- implementacja pętli rozwiązującej równania ruchu kapsuły wraz z określeniem chwili uwolnienia (przykład dla metody RK(4,4) dla przedziału czasowego $\langle 0, t_{\max} \rangle$ z krokiem dt):

```

for (t=0; t<tmax; t+=dt)
{
k1x = fx(b, vx, vz)*dt;
k2x = fx(b, vx+0.5*k1x, vz)*dt;
k3x = fx(b, vx+0.5*k2x, vz)*dt;
k4x = fx(b, vx+k3x, vz)*dt;
vx += (1/6.0)*(k1x+2*k2x+2*k3x+k4x);
dx = vx*dt;
x += dx;
k1z = fz(k, vz, vxold)*dt;
k2z = fz(k, vz+0.5*k1z, vxold)*dt;
k3z = fz(k, vz+0.5*k2z, vxold)*dt;
k4z = fz(k, vz+k3z, vxold)*dt;
vz += (1/6.0)*(k1z+2*k2z+2*k3z+k4z);
dz = vz*dt;
z += dz;
if (z <= wys_wybuchu) break;
}

```

dla warunków inicjujących algorytm:

```

x = 0; vx = v0;
z = h; vz = 0;
dx = 0; dz = 0;
t = 0.

```

Stabilność numeryczna, przedstawionego powyżej algorytmu rozwiązującego układ (6.12), (6.13), jest trudna do wykazania ze względu na złożoną postać równań opisujących lot kapsuły.

Można tego dokonać porównując wyniki uzyskane z implementacji algorytmu w języku C z rezultatami otrzymanymi w wyniku rozwiązywania układu równań różniczkowych w jednym z profesjonalnych programów matematycznych przeznaczonych do tego typu obliczeń (np. MATHCAD, MATLAB). Programy matematyczne korzystają z bardzo rozbudowanych algorytmów, którym towarzyszy wykonywanie obliczeń z dopuszczalnym błędem. Takie rozwiązanie pozwala na pełną kontrolę procesu obliczeniowego, lecz znacznie spowalnia wykonywany algorytm, co z punktu widzenia prezentowanej pracy jest niedopuszczalne [25,103].

Badanie stabilności numerycznej przedstawionego powyżej algorytmu zostało wykonane tylko dla przewidywalnych wartości parametrów wejściowych ($b, k, m, H, v_0, v_1, v_2$).

Obliczenia przeprowadzone zostały w programie komputerowym MATLAB [103], który rozwiązuje równania różniczkowe metodą Rungego-Kuty za pomocą par metod rzędu 2 i 3 (funkcja *ode23*) oraz 4 i 5 (funkcja *ode45*). Czas obliczeń dla metody *ode23* i *ode45* jest zbliżony, natomiast zasięgi obliczone tymi metodami różnią się nie więcej niż 1,5 m przy zrzucie z wysokości do 400 m. Wyniki uzyskane z aplikacji napisanej w języku C dla tych samych parametrów wejściowych również są zbliżone.

W celu dobrania odpowiedniej wartości kroku całkowania przeprowadzone zostały obliczenia w oparciu o równania przybliżone (6.29) lotu kapsuły wodnej. Przybliżenie to jest na tyle dobre, że może posłużyć do testowania długości kroku całkowania. Ich wybór do serii testów był podyktowany tym, iż znane jest ich rozwiązanie analityczne, co pozwala zweryfikować rezultaty z rozwiązaniem właściwym.

Do serii testów użyte zostały równania z następującymi parametrami:

$$\left\{ \begin{array}{l} v_1 = 0 \text{ m/s} \\ v_2 = 0 \text{ m/s} \\ v_0 = 25 \text{ m/s} \\ H = 100 \text{ m} \\ b = 0,07 \text{ kg/m} \\ k = 0,5 \text{ kg/m} \\ m = 1000 \text{ kg} \\ g = 9,807 \text{ m/s}^2 \end{array} \right. , \quad (6.31)$$

gdzie g jest przyspieszeniem standardowym siły ciężkości – o wartości dokładnej $9,80665 \text{ m/s}^2$ [53].

Równania analityczne opisujące lot kapsuły (z pominięciem prądów v_1 i v_2) mają następującą postać:

$$\left\{ \begin{array}{l} x(t) = \frac{m}{b} \ln \left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right| \\ z(t) = \sqrt{\frac{gm}{k}} \left(-t + \sqrt{\frac{m}{kg}} \ln \left| \frac{2e^{\sqrt{\frac{4kg}{m}}t}}{e^{\sqrt{\frac{4kg}{m}}t} + 1} \right| \right) + H \end{array} \right. . \quad (6.32)$$

Testowanie różnych długości kroków całkowania obejmowało sześć wartości: 10^{-5} , 10^{-4} , 10^{-3} , 10^{-2} , 10^{-1} oraz 1 s. Jako kryterium doboru uznana została różnica wartości uzyskanych z rozwiązania analitycznego i numerycznego. Rozwiązanie numeryczne wykonano w oparciu o algorytmy RK(4,4) [103].

Rozwiązania numeryczne wykonywane były przez 10 s lotu kapsuły wodnej. Odpowiada to, dla zadanych warunków przedstawionych powyżej (6.31), spadkowi kapsuły wodnej z wysokości 454 m, która przebywa z płaszczyźnie poziomej odległość ok. 250 m. Tak duże odległości nie są planowane w rzeczywistości; przyjęto je ze względu na rzetelność prowadzonych testów (margines bezpieczeństwa).

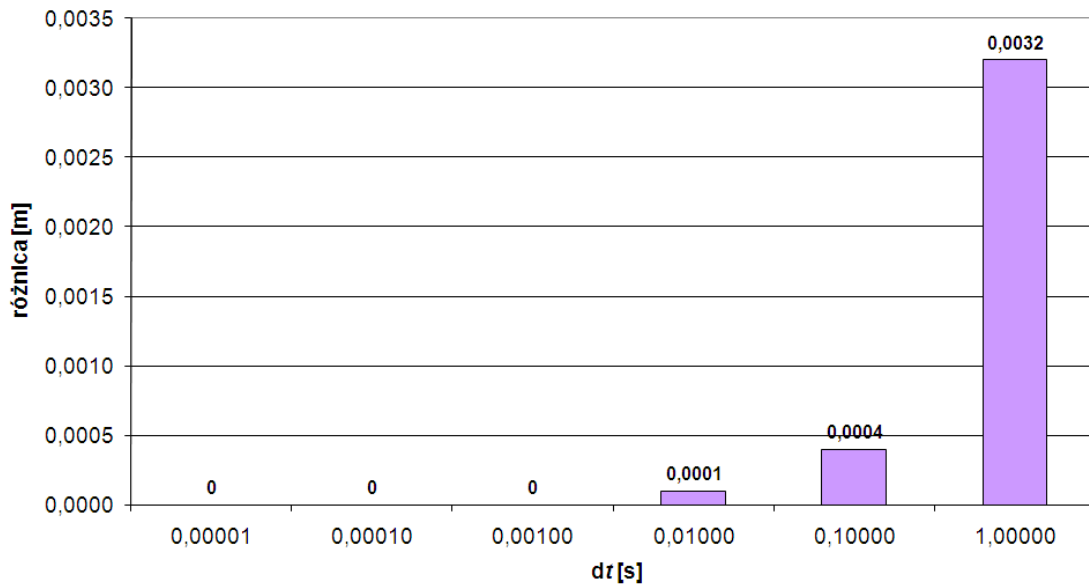
Na rys. 6.3 (ruch poziomy kapsuły wodnej) przedstawiona jest bardzo dobra dokładność wykonywania obliczeń dla każdego z sześciu kroków całkowania.

Na rys. 6.4 (ruch pionowy kapsuły wodnej) przedstawione są rezultaty testów dla sześciu różnych kroków całkowania. Zadowalająca dokładność jest dla czasów mniejszych lub równych od 0,01 s.

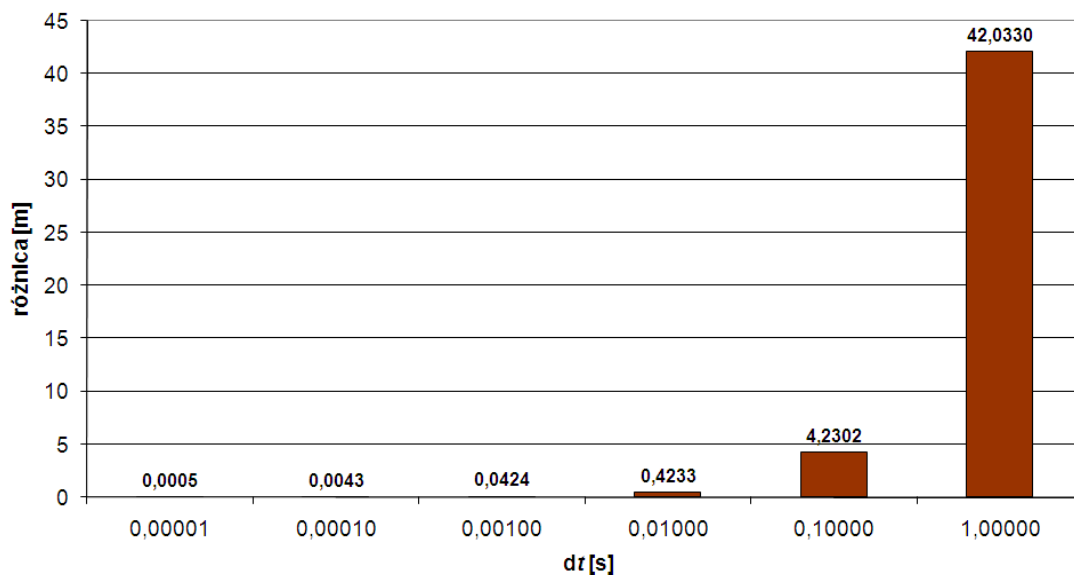
Długości kroku całkowania mniejsze bądź równe 0,01 s pozwalają na rozwiązanie zadanych równań różniczkowych z dokładnością wystarczającą do zamierzonych celów.

Dla kroków całkowania spełniających powyższe kryterium przeprowadzone zostały również testy mające na celu określenie czasu wykonania procedur numerycznych dla dwóch platform sprzętowych używanych w roli komputera nadrzędnego (rys. 6.5)

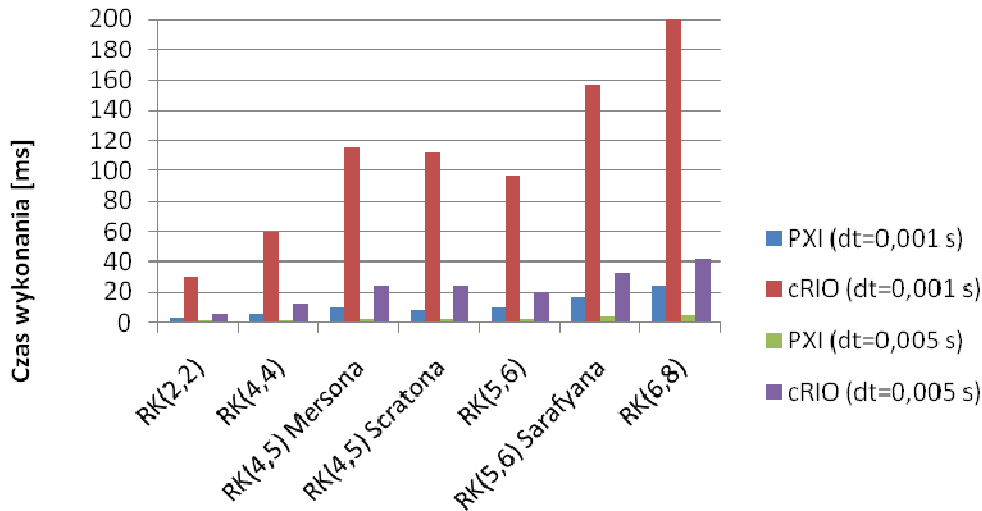
Ostatecznie zdecydowano o wyborze metody RK(4,4), dla której przyjęto krok całkowania $dt = 0,005 \text{ s}$ jako wystarczający dla dokładności obliczeń.



Rys. 6.3. Różnice wyników uzyskanych z rozwiązania równań różniczkowych przybliżonych analitycznie (6.30) i numerycznie (RK(4,4)) dla ruchu wzdłuż osi OX w funkcji długości kroku całkowania dt : różnica = $|x_{analityczne} - x_{numeryczne}|$



Rys. 6.4. Różnice wyników uzyskanych z rozwiązania równań różniczkowych przybliżonych analitycznie (6.30) i numerycznie (RK(4,4)) dla ruchu wzdłuż osi OZ w funkcji długości kroku całkowania dt : różnica = $|z_{analityczne} - z_{numeryczne}|$



Użyta metoda numeryczna

Rys. 6.5. Czas wykonania procedur numerycznych na platformie cRIO oraz PXI (krok całkowania $dt = 0,001$ oraz $dt = 0,005$ s, zrzut z wysokości $H = 400$ m)

6.5. Analiza teoretyczna błędu trafienia kapsuły w cel

Jak wspomniano w rozdziale 4. założona dokładność trafienia kapsuły w osi poziomej wynosi +/- 10 metrów, natomiast w osi pionowej +/- 4 m.

Są to wartości maksymalne – wyznaczenie odległości, w której powinna zostać uwolniona kapsuła, a także czasu opóźnienia przekazywanego do detonatora (związane z przebyciem odległości w osi pionowej) jest zależne od wielu czynników, każdy z nich ma wpływ na końcowy rezultat. Aby oszacować wpływ każdego z czynników przeprowadzono z jednej strony teoretyczną analizę błędu, a z drugiej szereg symulacji dla różnych wartości parametrów.

Do wyznaczenia teoretycznej wartości błędu granicznego posłużono się metodą różniczki zupełnej [5,85,93] zastosowaną na równaniach przybliżonych kapsuły wodnej (6.32). Metoda ta pozwala oszacować błąd maksymalny wielkości złożonej.

Błąd wyznaczenia odległości X jest określony poniższą zależnością:

$$\begin{aligned} \Delta x &= \left| \frac{\partial x}{\partial m} \Delta m \right| + \left| \frac{\partial x}{\partial b} \Delta b \right| + \left| \frac{\partial x}{\partial v_0} \Delta v_0 \right| + \left| \frac{\partial x}{\partial t} \Delta t \right| = \\ &= \left| \left(\frac{1}{b} \ln \left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right| - \frac{v_0 t}{m \left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right|} \right) \Delta m + \left(-\frac{m}{b^2} \ln \left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right| + \frac{v_0 t}{b \left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right|} \right) \Delta b + \right. \\ &\quad \left. + \frac{t}{\left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right|} \Delta v_0 + \frac{v_0}{\left| \frac{bv_0}{m} t + 1 \right|} \Delta t \right| \end{aligned}$$

(6.33)

Błąd wyznaczenia wysokości Z jest określony następującą zależnością:

$$\begin{aligned}
 \Delta z &= \left| \frac{\partial z}{\partial m} \Delta m \right| + \left| \frac{\partial z}{\partial k} \Delta k \right| + \left| \frac{\partial z}{\partial H} \Delta H \right| + \left| \frac{\partial z}{\partial t} \Delta t \right| = \\
 &= \left(\left[-t \frac{1}{2\sqrt{\frac{gm}{k}}} \frac{g}{k} + \frac{1}{k} \ln \left| \frac{2e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1} \right| - \frac{1}{\frac{2e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1}} \frac{4gte^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{\sqrt{\frac{4kg}{m}} m \left(e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1 \right)^2} \right] \Delta m + \right. \\
 &+ \left. \left[t \frac{1}{2\sqrt{\frac{gm}{k}}} \frac{gm}{k^2} - \frac{m}{k^2} \ln \left| \frac{2e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1} \right| + \frac{1}{k \frac{2e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1}} \frac{4gte^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{\sqrt{\frac{4kg}{m}} \left(e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1 \right)^2} \right] \Delta k + \right. \\
 &+ \left. \left[\Delta H \right] + \left[-\sqrt{\frac{gm}{k}} + \frac{m}{k} \frac{\sqrt{\frac{4kg}{m}} 2e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}}}{\left(e^{\sqrt{\frac{4kg_t}{m}}} + 1 \right)^2} \right] \Delta t \right) \quad (6.34)
 \end{aligned}$$

W tabeli 6.1 przedstawiono przykładowe wartości błędów całkowitych wyznaczenia pozycji w osi poziomej przy określonych wartościach parametrów masy m , współczynnika oporu b , prędkości początkowej v_0 , czasu t oraz ich błędów.

Tabela 6.1. Wartość błędu całkowitego wyznaczenia pozycji w osi poziomej

m	b	v_0	t	Δm	Δb	Δv_0	Δt	$\left \frac{\partial x}{\partial m} \Delta m \right $	$\left \frac{\partial x}{\partial b} \Delta b \right $	$\left \frac{\partial x}{\partial v_0} \Delta v_0 \right $	$\left \frac{\partial x}{\partial t} \Delta t \right $	Δx
[kg]	[kg/m]	[m/s]	[s]	[kg]	[kg/m]	[m/s]	[s]	[m]	[m]	[m]	[m]	[m]
1200	0,01	20	4,5	10	0,1	1	0,02	0	0,3	4,5	0,4	5,2
1200	0,01	20	4,5	10	0,1	1	0,02	0	3,4	4,5	0,4	8,3
1200	0,01	20	4,5	10	2	1	0,02	0	6,7	4,5	0,4	11,5

m	b	v_0	t	Δm	Δb	Δv_0	Δt	$\left \frac{\partial x}{\partial m} \Delta m \right $	$\left \frac{\partial x}{\partial b} \Delta b \right $	$\left \frac{\partial x}{\partial v_0} \Delta v_0 \right $	$\left \frac{\partial x}{\partial t} \Delta t \right $	Δx
1200	1	30	4,5	100	1	1	0,02	0,5	6,6	4,0	0,5	11,7
600	1	30	4,5	100	1	1	0,02	1,9	11,6	3,7	0,5	17,7
600	1	40	4,5	100	1	0,5	0,02	3,2	19,0	1,7	0,6	24,5
600	0,1	30	4,5	10	0,6	1	0,02	0	8,8	4,4	0,6	13,9
1200	1	55	4,5	10	0,1	1	0,02	0,2	2	3,7	0,9	6,8
1200	0,1	10	4,5	10	1	1	0,02	0	0,8	4,5	0,2	5,5
1200	0,1	30	4,5	10	1	1	0,1	0	7,5	4,4	3,0	14,9
1200	0,1	30	4,5	10	1	1	0,02	0	7,5	4,4	0,6	12,5

W tabeli 6.2 przedstawiono przykładowe wartości błędów całkowitych wyznaczenia pozycji w osi pionowej przy określonych wartościach parametrów masy m , współczynnika oporu k , wysokości początkowej H , czasu t oraz ich błędów.

Analizując dane zawarte w tabelach można zauważyć znaczący wpływ błędu wyznaczenia współczynników b i k na wartość końcową błędu Δx i Δz , oraz niewielki wpływ błędu wyznaczenia masy kapsuły.

Tabela 6.2. Wartość błędu całkowitego wyznaczenia pozycji w osi pionowej

m	k	H	t	Δm	Δk	ΔH	Δt	$\left \frac{\partial z}{\partial m} \Delta m \right $	$\left \frac{\partial z}{\partial k} \Delta k \right $	$\left \frac{\partial z}{\partial H} \Delta H \right $	$\left \frac{\partial z}{\partial t} \Delta t \right $	Δz
[kg]	[kg/m]	[m]	[s]	[kg]	[kg/m]	[m]	[s]	[m]	ψ [m]	[m]	[m]	[m]
1200	0,5	120	4,5	10	1	1	0,02	0	2,6	1,0	0,9	4,5
1200	0,5	120	4,5	10	1	1	0,02	0	2,6	1,0	4,3	7,9
600	0,5	120	4,5	10	1	1	0,1	0	5,0	1,0	4,2	10,3
1200	0,5	60	3,2	10	1	1	0,1	0	0,7	1,0	3,1	4,8
1200	0,5	60	3,2	100	2	1	0,1	0	1,4	1,0	3,1	5,5

Symulacje lotu kapsuły zostały wykonane w oparciu o równania (6.12) dla warunków początkowych (6.13) dla:

- różnych wartości współczynników oporu powietrza (b i k),
- różnych wartości i kierunków prądów poziomych (v_1) i pionowych (v_2),
- różnych mas kapsuły wodnej (m),
- różnych wysokości zrzutu (H),
- różnych wartości prędkości początkowej (v_0).

Obliczenia przeprowadzone zostały w środowisku LabVIEW, w którym zaimplementowano metodę Rungego-Kuty RK(4,4). Wyniki obliczeń (zasięg oraz czas lotu nad zadany cel) umieszczono w tabelach w dodatku C.

Otrzymano następujące wnioski:

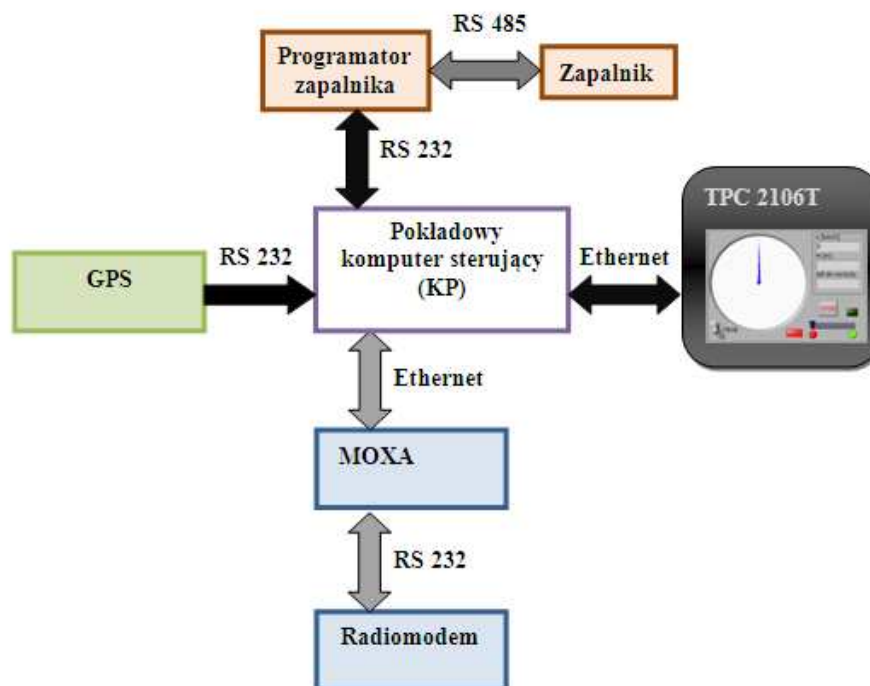
- Niewielkie (0,1 kg/m) zmiany współczynników oporu aerodynamicznego b i k nie wpływają w istotny sposób na zasięg lotu kapsuły oraz czas jej lotu.
- Zasadniczy wpływ na tor lotu kapsuły mają prądy poziome v_1 (na przykład dla $v_1 = -10$ m/s oraz $v_1 = 10$ m/s celność trafienia dla $H = 100$ m, $v_0 = 30$ m/s, $v_2 = 0$ m/s, $b = 2$ kg/m i $k = 3$ kg/m i masy kapsuły $m = 600$ kg wynosi +/- 13,5 m – skrajny przypadek).
- Zmiany wartości prądów wznoszących v_2 wpływają w niewielkim stopniu na tor lotu kapsuły (na przykład dla $v_2 = 0$ m/s oraz $v_2 = 10$ m/s różnica zasięgu dla $H = 100$ m, $v_0 = 30$ m/s, $v_1 = 0$ m/s, $b = k = 0,5$ kg/m wynosi 0,5 m).
- Błąd pomiaru wysokości przekłada się na podobną wartość błędu celności.
- Różnica masy kapsuły rzędu 10% nie ma praktycznie wpływu na celność trafienia – zasięgi są niemal jednakowe, czasy opadania różnią się nieznacznie.
- Mniejsze wartości wysokości oraz prędkości lotu umożliwiają uzyskanie większej dokładności trafienia.
- Właściwy dobór współczynników oporu ma istotny wpływ na celność trafienia kapsuły.

Wnioski z analizy teoretycznej oraz przeprowadzonych symulacji pokrywają się.

7. System zrzutu kapsuły wodnej

W skład systemu zrzutu odpowiadającego za uwolnienie kapsuły wodnej w odpowiednim momencie wchodzi:

- pokładowy komputer sterujący (KP),
- odbiornik GPS,
- zestaw transmisji danych,
- zapalnik programowalny.



Rys. 7.1. Elementy składowe systemu sterującego zrzutem kapsuły wodnej znajdujące się na pokładzie śmigłowca

Pokładowy komputer sterujący jest odpowiedzialny za część obliczeniową oraz komunikacyjną ze wszystkimi urządzeniami wchodzącymi w skład systemu. Wymiana danych odbywa się z wykorzystaniem portów szeregowych RS232 lub Ethernetu.

Precyzyjny odbiornik GPS dostarcza informację o aktualnym położeniu i prędkości śmigłowca, zapalnik programowalny umożliwia detonację kapsuły w odpowiednim (obliczonym) czasie od momentu wyczepienia kapsuły, natomiast zestaw transmisji danych zapewnia dwukierunkową wymianę informacji między jednostką latającą a bazą [88-91].

W następnych rozdziałach przedstawiono charakterystykę sprzętu ze szczególnym uwzględnieniem cech niezbędnych z punktu zrealizowania niniejszego projektu.

7.1. Pokładowy komputer sterujący

Jako pokładowy komputer sterujący w drugim etapie badań (rozdział 8.2) wybrano komputer przemysłowy NI PXI serii 1000B firmy National Instruments [56,60,72]. Był on przez autora wykorzystywany wcześniej m.in. do prowadzenia pomiarów parametrów fali uderzeniowej powstającej podczas eksplozji kapsuł wodnych w statycznych próbach poligonowych [20,87], jak również do wyznaczania prędkości detonacji materiałów wybuchowych [15].

Komputer charakteryzuje się:

- wysoką odpornością na zakłócenia elektromagnetyczne,
- możliwością pracy w szerokim zakresie wilgotności oraz temperatury powietrza,
- dużą odpornością na wstrząsy i wibracje,
- szerokim wyborem kart wejścia/wyjścia,
- możliwością łatwej rozbudowy,
- dobrym zapleczem technicznym producenta.

Charakterystyka komputera zastosowanego do budowy systemu sterowania:

- obudowa umożliwiająca zamontowanie 8 modułów wejścia/wyjścia (8 slotów),
- wbudowany kontroler NI 8196 z procesorem Pentium IV 2.0 GHz i 1 GB pamięci RAM DDR2,
- 4-portowa karta RS232,
- karta 8 wyjść analogowych działająca z prędkością 1 MS/s (wraz z 8 wejściami/wyjściami cyfrowymi) [62],
- karta 8 wejść analogowych działającą z prędkością 2.5 MS/s (wraz z 8 wejściami/wyjściami cyfrowymi) [61],
- możliwość zasilania: 220 VAC, 11–30 VDC.

Na komputerze został zainstalowany system LabVIEW RT. Umożliwia on pracę aplikacji zbudowanych w środowisku LabVIEW w czasie rzeczywistym. Dokładniejsza charakterystyka komputera oraz opis środowiska LabVIEW znajdują się w dodatkach D i E.

Wizualizację stanu pracy, parametrów lotu oraz wprowadzanie potrzebnych informacji umożliwia mini-komputer z panelem dotykowym TPC-2106T (rys. 7.2) [95], który może być dołączony do komputera pokładowego poprzez port szeregowy lub Ethernet.



Rys. 7.2. Mini-komputer z panelem dotykowym TPC - 2106T

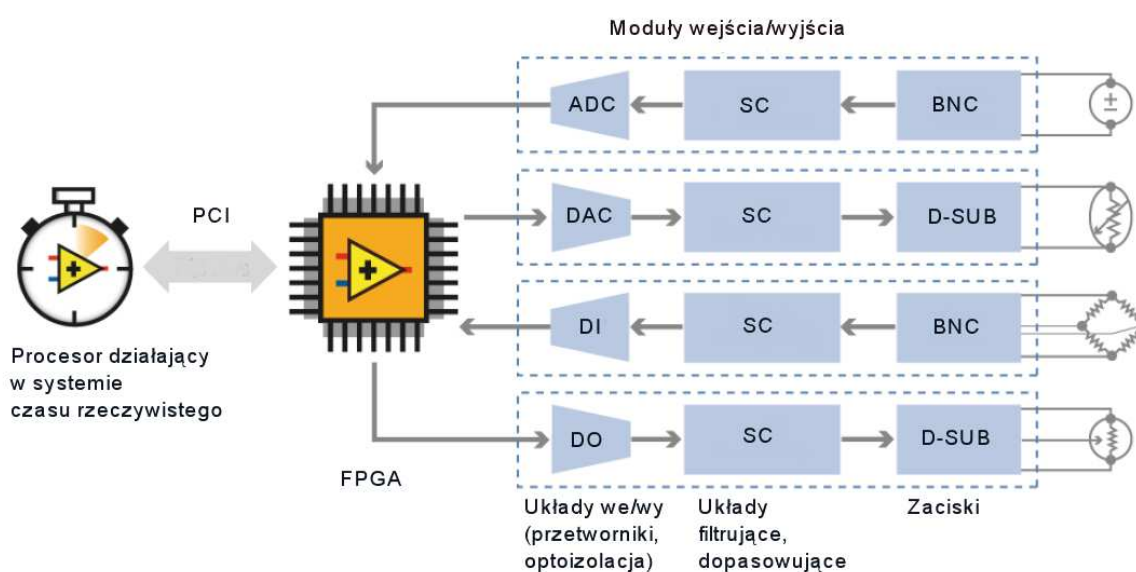
Charakterystyka mini-komputera z panelem dotykowym TPC-2106T:

- kolorowy ekran LCD TFT 5,6'' o rozdzielczości 240 x 320 (QVGA) i 256 k kolorów,
- praca pod kontrolą Windows CE,
- procesor 416 MHz,
- dysk Flash 64 MB,
- 3 porty szeregowy RS232,
- 1 port konfigurowalny jako RS232 lub RS485,
- 1 port Ethernet,

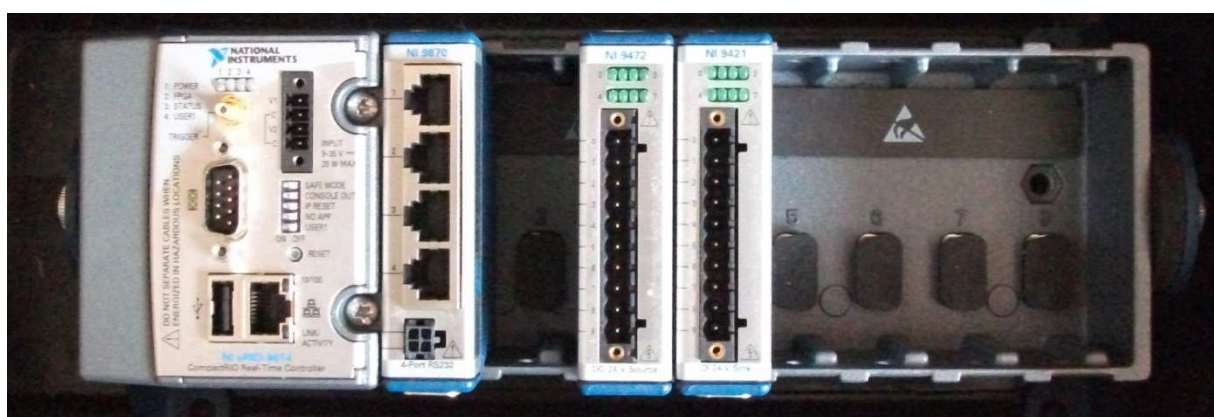
- slot na kartę pamięci CompactFlash,
- zasilanie 18–32 V,
- przystosowanie do pracy w trudnych warunkach.

W trzecim etapie badań komputer z magistralą PXI zastąpiono wbudowaną platformą CompactRIO [11,12,57,58,59]. System CompactRIO składa się z obudowy, zawierającej rekonfigurowalną matrycę bramek (FPGA), kontrolera z zainstalowanym systemem czasu rzeczywistego (VxWorks) oraz wymiennych modułów do sterowania i akwizycji (rys. 7.3).

CompactRIO jest wyposażony w solidną obudowę i nie posiada elementów ruchomych (dysk FLASH), m.in. dzięki temu cechuje się dużą odpornością na trudne warunki środowiskowe, w tym wytrzymałością na udary do 50 g, możliwością pracy w zakresie temperatur od -40 do +70°C, wilgotności od 10 do 90% RH oraz wśród zakłóceń elektromagnetycznych. Może być zasilany napięciem od 9 do 35 woltów i pobiera niewielką ilość energii (kontroler - 6 W) [12].



Rys. 7.3. Architektura systemu CompactRIO [11]



Rys. 7.4. System CompactRIO z kontrolerem cRIO-9014

W badaniach zastosowano sprzęt (rys. 7.4) o następujących parametrach:

- obudowa NI 9104 – 8 slotów, 3 miliony bramek ekwiwalentnych,
- kontroler NI 9014 – procesor PowerPC 400 MHz, dysk 2 GB, pamięć operacyjna 128 MB, port Ethernet, RS232, USB,

- moduł wyjść cyfrowych NI 9472 - 24 V, 100 us,
- moduł wejść cyfrowych NI 9421 - 24 V, 100 us,
- moduł NI 9870 – 4 porty RS232.

W porównaniu do PXI wydajność obliczeniowa CompactRIO jest mniejsza (rozdział 6.4, rys. 6.5), jednak zakupiony sprzęt okazał się wystarczający do zastosowania w niniejszym projekcie. Zdecydowanie niższa cena, małe rozmiary oraz większa niezawodność były argumentami za zastosowaniem go w ostatecznej wersji opracowywanego systemu.

7.2. Odbiornik GPS

Założenia dotyczące odbiornika GPS zostały przedstawione w rozdziale 4.

Odbiornik powinien też umożliwiać wszechstronną konfigurację – np. pozostawienia wyłączanie wybranych komunikatów, wyłączenia zbędnych funkcji itp. – przeprowadzaną z poziomu sprzętu lub/i oprogramowania komunikującego się z odbiornikiem.

Po wnikliwej analizie dostępnego na rynku profesjonalnego sprzętu geodezyjnego oraz odbytych spotkaniach konsultacyjno-testowych z wiodącymi dostawcami technologii GPS zdecydowano o wyborze na potrzeby realizacji projektu 2 dwuczęstotliwościowych, geodezyjnych odbiorników GX1230 GG wyposażonych w kontrolery RX1210T firmy Leica Geosystems ze Szwajcarii (rys. 7.5). Podstawowe parametry zestawów zostały zamieszczone w dodatku G.



Rys. 7.5. Odbiornik GX1230GG z kontrolerem RX1210T i anteną [41]

Wybrany sprzęt cechuje się następującymi parametrami [41-44]:

- procesor Smart Track+ umożliwiający śledzenie wszystkich dostępnych sygnałów GNSS (satelitów systemu GPS i GLONASS),
- jednocentymetrowa dokładność (przy pomiarach RTK),
- pozyskiwanie danych z częstotliwością do 20 Hz,
- wodoszczelność do głębokości 1 metra,
- odporność na wstrząsy i upadki oraz pracę w trudnych warunkach (śmigłowiec), zakres termiczny użytkowania od -40°C do +65°C,
- pełne zastosowanie możliwości WAAS/EGNOS oraz wykorzystanie częstotliwości GPS L5 i Galileo w przyszłości.

Ze względu na specyfikę badań oraz testowanie różnych rozwiązań zakupiono następujące akcesoria:

- modemy radiowe wraz z antenami (2 szt.),
- modemy GSM wraz z antenami (2 szt.),
- modem radiowy 10 W (1 szt.),
- statyw aluminiowy (do zamocowania jednego z odbiorników spełniającego rolę bazy referencyjnej),
- dodatkowe baterie litowo-jonowe (dla wydłużenia operacyjnego czasu pracy),
- kable antenowe o różnej długości (do mocowania anten w śmigłowcu).

Oba odbiorniki tworzą zestaw pomiarowy RTK, a ze względu na dokupione akcesoria dodatkowe pomiar precyzyjny może być dokonywany w 3-ch różnych opcjach:

- z wykorzystaniem modemu radiowego Sateline 3AS o mocy 0,5 W [75],
- z wykorzystaniem modemu radiowego Satel Epic Pro o mocy 10 W,
- z wykorzystaniem modemu GSM Siemens MC75.

W wyniku rozmów z ekspertami ds. technicznych i modernizacyjnych z firmy udostępniającej śmigłowiec uzgodniono miejsce montażu anten na jego pokładzie: antena zewnętrzna odbiornika GPS została zamontowana na nosku statku powietrznego (jedyna dostępna możliwość); antena modemu radiowego - przy drzwiach kabiny pilota (rys. 7.6).



A



B

Rys. 7.6. Miejsce montażu anteny GPS (A) oraz anteny modemu radiowego (B)

Miejsce montażu anteny zewnętrznej GPS ogranicza wizurę (widoczność) dostępnych satelitów i w związku z tym ilość odbieranych sygnałów i w konsekwencji dokładność pomiaru.

7.3. System przekazywania danych

System gaśniczy składa się ze stacji naziemnej, komunikującej się drogą radiową z jednostkami gaśniczymi w powietrzu.

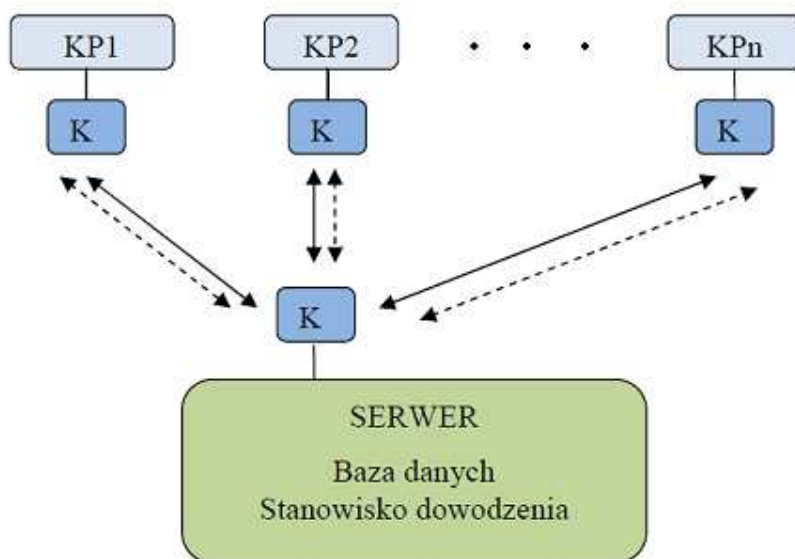
Łączność dwukierunkowa umożliwia rejestrację danych z przebiegu lotu (funkcja czarnej skrzynki) w celu późniejszej analizy jego parametrów, a także przekazywanie istotnych informacji z centrum dowodzenia do jednostek znajdujących się w powietrzu.

W trakcie realizacji projektu, w wyniku analiz i uwzględnienia uwarunkowań formalnych rozwiązanie uległo pewnym modyfikacjom. Niektóre zmiany wyniknęły z doświadczeń zebranych w trakcie testów. W rezultacie uzyskano konfigurację spełniającą założone wymagania oraz działającą niezawodnie w rzeczywistych warunkach poligonowych.

7.3.1. Budowa systemu sterowania i zbierania danych

W zrealizowanym rozwiązaniu przygotowaniem i gromadzeniem danych zajmuje się serwer systemu umieszczony w ruchomym centrum dowodzenia. Serwer ten spełnia jednocześnie funkcję stanowiska sterowania dla dowodzącego akcją. Zasadniczy schemat blokowy systemu przedstawiono na rys. 7.7.

W trakcie akcji gaśniczej konieczne jest gromadzenie szeregu danych dostarczanych przez komputery sterujące z pokładów śmigłowców. W tym celu zastosowano odpowiednio zorganizowaną bazę danych. Zadaniem tej bazy jest gromadzenie wartości wszystkich parametrów eksperymentu (lub rzeczywistej akcji) w celu późniejszego przetwarzania.



KP1 .. KPn – komputery sterujące na pokładach śmigłowców

K – mikrokomputery komunikacyjne

Rys. 7.7. Schemat blokowy systemu sterowania i zbierania danych

Archiwizowanie danych ma niebagatelne znaczenie dla rozwoju systemu i prowadzenia analiz technicznych i naukowych. Zastosowano odpowiednią budowę tabel bazy danych oraz mechanizmy umożliwiające automatyczne dopasowywanie się bazy danych do potrzeb eksperymentu. Wartości nowych parametrów nieistniejących na etapie budowy systemu zostaną w sposób automatyczny zapisane w bazie danych. Baza danych samoczynnie uzupełnia swoją tabelę zawierającą nazwy parametrów (słownik).

7.3.2. Realizacja sieci transmisji danych

W procesie przekazywania danych w obu kierunkach pomiędzy stanowiskiem sterowania i śmigłowcami zastosowano sieć telekomunikacyjną składającą się z:

- sieci radiowej podstawowej,
- sieci radiowej zapasowej,
- mikrokomputerów komunikacyjnych – których zadaniem jest odbieranie danych od urządzeń sterujących i przekazanie ich w sposób bezstratny do adresata.

Zastosowane rozwiązanie odciąża urządzenia sterujące akcją gaśniczą od obsługi sieci radiowej. Od urządzeń sterujących wymaga się jedynie przekazywania danych

w odpowiednim protokole. Wszystkie zadania związane z transmisją są realizowane przez mikrokomputery komunikacyjne. Pozwala to komputerom sterującym w śmigłowcach wykorzystywać pełną moc obliczeniową do obliczania trajektorii zasobnika ze środkiem gaśniczym. Rozdzielenie funkcji sterujących zasadniczymi procesami gaszenia i obsługi sieci transmisyjnej zwiększa w znacznym stopniu niezawodność systemu ze względu na ograniczenie wpływu usterek systemu transmisji danych na podstawowe obliczenia.

W celu zwiększenia niezawodności transmisji danych zastosowano dwie równoległe pracujące sieci radiowe. Zastosowane mikrokomputery komunikacyjne zarządzają siecią, zapewniając całkowitą transparentność kanałów transmisji danych.

7.3.3. Podstawowa sieć radiowa

W celu realizacji zasadniczej sieci transmisji danych zastosowano łączność radiową w paśmie 869 MHz. Pasma to wybrano po analizie dostępności częstotliwości radiowych na terytorium Polski. Jest to pasmo swobodne dopuszczone do wykorzystania bez konieczności uzyskania zgody Urzędu Komunikacji Elektronicznej.

Zastosowano radiomodemy Sateline 3AS 869 [75] produkcji fińskiej firmy SATEL (parametry techniczne przedstawiono w dodatku H). Przyjęte pasmo i maksymalna moc urządzeń radiowych wynosząca 0,5 W umożliwia uzyskanie zasięgu w terenie otwartym w promieniu 3 km.



Rys. 7.8. Radiomodem Sateline 3AS 869 [75]

Zastosowano tryb łączności semi-duplex. Ze względu na specyfikę zagadnienia zastosowano wysokiej klasy anteny helikalne o charakterystyce dookólnej, polaryzacji pionowej i zysku 6dB. Sterowanie siecią w zastosowanym rozwiązaniu realizuje mikrokomputer podłączony do serwera – tzw. Master. Urządzenie Master odpytuje w trybie pooling kolejne stacje Slave, zabezpieczając w ten sposób sieć przed nieuprawnionym nadawaniem kilku stacji w jednym momencie.

Prędkość transmisji danych w powietrzu wynosi 9600 bit/s, natomiast prędkość transmisji na porcie jest konfigurowalna i została ustawiona na 19200 bit/s w trybie 8N1. Radiomodemy Sateline 3AS 869 wyposażone są w mechanizm korekcji błędów oraz mechanizm sprawdzania sumy kontrolnej co minimalizuje ilość błędów powstałych przy transmisji. Odbywa się to przez zaawansowane sprawdzanie oraz korekcję paczek danych. Korekcja typu FEC (ang. *Forward Error Correction*) polega na dzieleniu danych na kilka bloków. Radiomodem dodaje do tych bloków informację o korekcji.

Radiomodem Sateline 3AS 869 zasilany jest prądem stałym o napięciu 10 ÷ 30 VDC. W realizacji systemu zastosowano zasilanie:

- na pokładzie śmigłowca – z napięcia pokładowego 27 VDC,
- w samochodzie dowodzenia – z zasilacza 230 V/12 V z agregatu.

W celu zapewnienia bezpośredniej widzialności anten, antenę na pokładzie śmigłowca zamocowano do podwozia w orientacji pionowej (rys. 7.9). Natomiast przy stanowisku dowodzenia zastosowano maszt o wysokości 2,5 m.



Rys. 7.9. Miejsce montażu anteny radiowej na pokładzie śmigłowca

Zastosowane radiomodemy mają *Potwierdzenie Zgodności Centralnego Laboratorium Badań Technicznych*, dzięki temu stosowanie ich na terytorium Rzeczypospolitej Polskiej jest zgodne z prawem.

7.3.4. Zapasowa sieć radiowa

Jak o zapasową sieć przyjęto w niniejszej realizacji pakietową sieć transmisji danych wykorzystującą infrastrukturę operatorów telekomunikacyjnych. W sieciach tych opłaty zależne są od liczby przesłanych danych niezależnie od czasu trwania połączenia. Z punktu widzenia użytkownika są to sieci wykorzystujące powszechnie znany protokół IP (ang. *Internet Protocol*). Każdy terminal, telefon z opcją transmisji danych GPRS (ang. *General Packet Radio Service*) ma przydzielony stały adres IP w publicznej sieci Internet lub w wydzielonej sieci tzw. APN (ang. *Access Point Name*). W ten sposób urządzenie jest w stanie komunikować się z każdym innym urządzeniem włączonym do właściwej sieci za pośrednictwem infrastruktury operatora [78,98,100]. Na tej zasadzie działają lądowe sieci GPRS wszystkich krajowych operatorów telefonii GSM oraz sieć telefonii satelitarnej THURAYA.

Sieć telefonii GSM/GPRS i satelitarna THURAYA/GmPRS są obsługiwane, z punktu widzenia użytkownika identycznie. Dla prac badawczych korzystne jest zastosowanie sieci GSM/GPRS, natomiast w realizacji docelowej pożądane będzie zastąpienie jej siecią satelitarną. W obecnej realizacji zastosowano sieć telefonii GSM/GPRS. W tym celu zastosowano modemy GPRS firmy Wavecom model Fastrack Supreme 20 [22] z odpowiednią anteną zewnętrzną (rys. 7.10).

Dla modemu stacji master (serwera) zastosowano kartę SIM umożliwiającą korzystanie z usługi transmisji danych pakietowych operatora ERA. Jest to usługa ze stałym, publicznym adresem IP w APN „EraData”. Przyznany adres IP=83.220.108.151.



Rys. 7.10. Miejsce montażu anteny zapasowej sieci radiowej na pokładzie śmigłowca

Modemy podłączono do portów RS232 mikrokomputerów komunikacyjnych. Parametry podłączenia modemu do portu mikrokomputera komunikacyjnego:

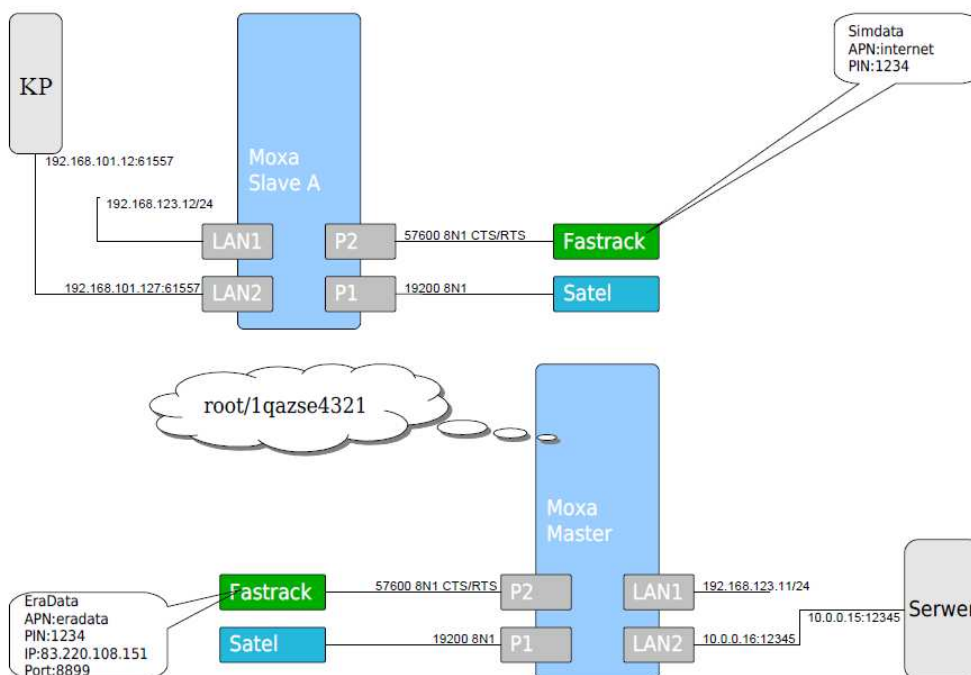
- prędkość transmisji 57600 bodów,
- 8 bitów danych, 1 bit stopu,
- kontrola przepływu danych CTS/RTS,
- PIN = 1234,
- IP=83.220.108.151,
- port nasłuchu TCP = 8899.

Parametry te są ustawiane w odpowiednim pliku konfiguracyjnym mikrokomputera komunikacyjnego.

Natomiast w urządzeniach typu Slave można zastosować karty SIM z uruchomioną usługą GPRS dowolnego operatora. W obecnej realizacji zastosowano karty operatora POLKOMTEL (PLUS-GSM). Od kart stosowanych w urządzeniach Slave nie wymaga się stałego adresu IP. W zbudowanej sieci jedynie stacja Master musi mieć stały adres IP i być dostępna z sieci Internet.

Komputer sterujący umieszczony na pokładzie śmigłowca jest fizycznie podłączony do portu LAN2 mikrokomputera komunikacyjnego MOXA w standardzie Ethernet. Mikrokomputer MOXA jest wyposażony w drugi port Ethernet oznaczony LAN1 i służący do serwisu i konfiguracji. Na obu portach LAN1 i LAN2 zastosowano stały adres IP. Wymaga się odpowiedniego skonfigurowania portu wyjściowego pokładowego komputera sterującego (KP). We wszystkich urządzeniach systemu, adresy portu LAN2 są stałe i określone jako 192.168.101.127:61557. Adres odpowiedniego portu w komputerze pokładowym służącego do komunikacji z mikrokomputerem powinien być 192.168.101.12:61557. Maska sieci 255.255.255.0.

Schemat blokowy komputera komunikacyjnego przedstawiono na rys. 7.11. Konfiguracja portów i innych parametrów węzła komunikacyjnego jakim jest komputer komunikacyjny odbywa się na porcie Ethernet LAN1 za pośrednictwem komputera przenośnego i polega na wpisaniu odpowiednich wartości do pliku *config*. Adres portu LAN1 przyjęto jako 192.168.123.12/24.



Rys. 7.11. Schemat blokowy komputera komunikacyjnego

7.3.5. Mikrokomputery komunikacyjne

Zasadniczym elementem sieci transmisji danych są mikrokomputery komunikacyjne. Urządzenia te zapewniają w miarę możliwości bezstratne dostarczanie pakietów danych pomiędzy stacjami systemu. Opracowano i zaimplementowano prosty i skuteczny algorytm redundantnej transmisji danych. Algorytm polega na zapakowaniu pakietów danych przeznaczonych do wysłania w specjalne ramki i wysłaniu ich przez wszystkie dostępne w danej chwili kanały do adresata. Mikrokomputer komunikacyjny odbiorczy w procesie rozpakowania ramek radiowych eliminuje pakiety powtórzone i w ten sposób zapewnia poprawne dostarczenie pakietu bez zbędnych powtórzeń.

Jako mikrokomputery komunikacyjne zastosowano urządzenie Moxa typu UC 7408 LX Plus wyposażone w system operacyjny Linux 2.6.



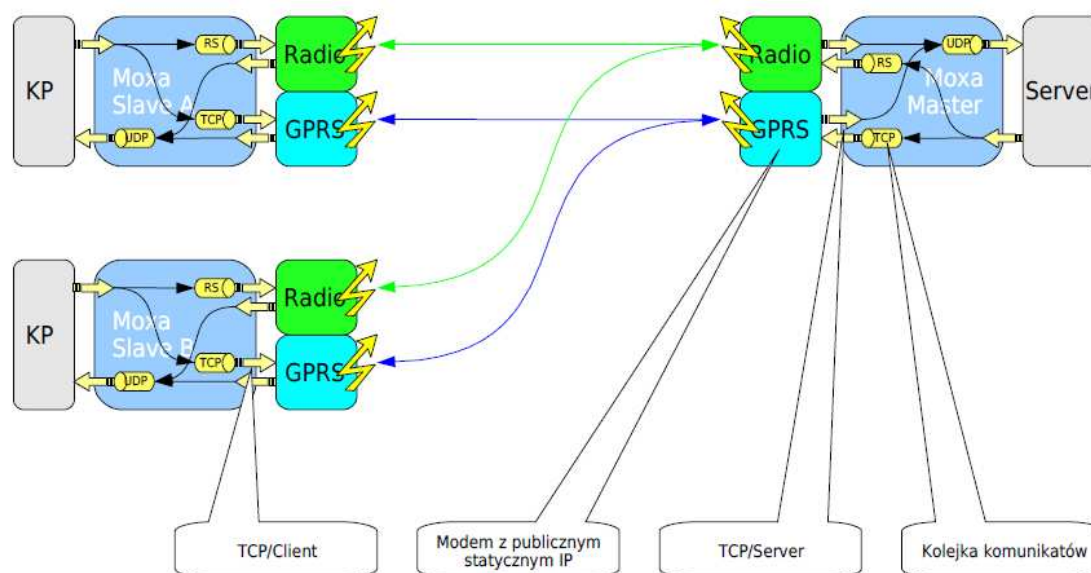
Rys. 7.12. Mikrokomputer MOXA [97]

Parametry zastosowanego mikrokomputera [97]:

- procesor Intel XScale IXP-422/425 266/533 MHz,
- 128 MB RAM, 32 MB Flash Disk,
- 2 porty 10/100 Mbps Ethernet,
- zasilanie 12–48 VDC,

- 8 wejść oraz 8 wyjść cyfrowych,
- 8 portów szeregowych RS232/422/485,
- PCMCIA, Compact Flash, możliwość rozszerzenia WLAN (obsługa 802.1b/g),
- biblioteki C/C++ lub C/C++, VB.NET/C#,
- montaż na szynie DIN lub płaskiej powierzchni,
- przemysłowa konstrukcja bez elementów ruchomych.

Mikrokomputery komunikacyjne stanowią jednocześnie urządzenia zabezpieczające przed nieautoryzowanym dostępem do serwera. Każdy z nich ma zaprogramowany klucz kodujący umożliwiający dostęp do serwera. Każdy pakiet danych przesyłany pomiędzy mikrokomputerami komunikacyjnymi drogą radiową jest kodowany przy wykorzystaniu tego klucza. Serwer systemu prowadzi weryfikację danych posługując się własnym kluczem, skorelowanym z kluczami pozostałych urządzeń. Na rys. 7.13 przedstawiono ogólny schemat połączeń w systemie transmisji danych.



Rys. 7.13. Schemat połączeń w systemie transmisji danych

7.3.6. Specyfikacja protokołów komunikacyjnych

Dla potrzeb systemu opracowano dwa dedykowane protokoły transmisji:

- wewnętrzny protokół systemu zarządzający siecią radiową i przesyłający pakiety pomiędzy procesorami komunikacyjnymi,
- protokół dostępu do sieci wykorzystywany przez urządzenia sterujące i serwer.

Protokół wewnętrzny sieci radiowej

Połączenie GPRS-GPRS oraz Radio-Radio.

Ramka krótka, synchronizująca stacje Slave ze stacją Master:

```
<HEAD>
Seq
<EOFR>
```

Ramka długa, przynosząca dane:

<HEAD>
Seq
<STPA>
<<PA>>
<EOD>
Crc
<EOFR>

gdzie:

<HEAD> znak 8bit wartość hex 0x80 (Header),
<STPA> znak 8bit wartość hex 0x81 (Start of payload),
<EOPA> znak 8bit wartość hex 0x82 (End of payload),
<EOFR> znak 8bit wartość hex 0x84 (End of frame),
Crc CCITT - 16, wielomian $0x1021 (x^{16} + x^{12} + x^5 + 1)$, jako 4 znaki ASCII
Seq nr kolejny ramki
<<PA>> przesyłana zawartość, ciąg bajtów ASCII bez modyfikacji

Protokół dostępu do sieci

Protokół używany do połączenia serwera i komputerów sterujących z mikrokomputerem komunikacyjnym – Moxa.

Każdy pakiet UDP zawiera odpowiednio formatowane dane opatrzone sumą kontrolną, numerem kolejnym pakietu i znacznikiem czasowym.

Pakiety o takim samym numerze kolejnym oznaczają powtórzenie pakietu.

Budowa pakietu:

<SOH>
<STX> ID <HT> *stanowisko* <ETX>
<STX> SEQ <HT> *sequence* <ETX>
<STX> ACK <HT> *sequence* <ETX>
<STX> *nazwa*<HT> *wartość* <ETX>
<STX> *nazwa*<HT> *wartość* <ETX>
<EOT>
CRC

Pola obowiązkowe w pakiecie to ID, SEQ, CRC, pozostałe są opcjonalne.

Pole ACK jest wysyłane wyłącznie przez urządzenia Slave i oznacza:

- 0 - brak potwierdzenia przyjęcia pakietu
- *Sequence* - potwierdzenie przyjęcia pakietu o numerze *Sequence*

Cecha charakterystyczną zastosowanego rozwiązania protokołu i organizacji bazy danych jest możliwość przesyłania wartości dowolnych parametrów, poprzez zastosowanie pola

<STX> *nazwa*<HT> *wartość* <ETX>

gdzie:

nazwa = nazwa parametru

Zastosowano wyłącznie znakową (ASCII) reprezentację wartości parametrów, dzięki temu jest możliwy zapis wszystkich wartości w jednej tabeli bazy danych.

Tabela 7.1. Znaczenie poszczególnych symboli

Oznaczenie	Wartość	Sposób zapisu	Opis
<SOH>	0x01	Heksadecymalny	Początek pakietu (Start of Header)
<STX>	0x02	Heksadecymalny	(Start of Text)
<ETX>	0x03	Heksadecymalny	(End of Text)
<HT>	0x09	Heksadecymalny	(Znak Tab)
<EOT>	0x04	Heksadecymalny	Koniec pakietu
ID	ID	ASCII	Oznaczenie numeru stanowiska
SEQ	SEQ	ASCII	Oznaczenie nr kolejnego pakietu
ACK	ACK	ASCII	Oznaczenie potwierdzenia otrzymania pakietu o wskazanym numerze kolejnym, sekcja opcjonalna
Stanowisko	0 – 99	ASCII	Numer stanowiska
Sequence	0 – 999	ASCII	Numer kolejnego pakietu
CRC	0 – FF	ASCII	CRC liczone z poprzedzających bajtów pakietu wg algorytmu CRC-8-CCITT (wielomian 0x8D)
Nazwa		ASCII	Nazwa przesyłanej zmiennej
Wartość		ASCII	Wartość zmiennej

Tabela 7.2. Zmienne wysyłane z serwera do komputera pokładowego

Nazwa zmiennej	Format zapisu	Sposób zapisu	Opis	Przykład
DL	ASCII	ZDDDDD.DDDD	Długość geograficzna pożaru Z – znak: + dla E - dla W Pierwsze trzy cyfry stopnie, kolejne dwie minuty, pozostałe cztery ułamkowa część minut Format stałopozycyjny (brakujące miejsca wypełnione zerami)	-12321.0954 +01845.9874
SZ	ASCII	ZSSSS.SSSS	Szerokość geograficzna pożaru Z – znak: + dla N - dla S Pierwsze dwie cyfry stopnie, kolejne dwie minuty, pozostałe cztery ułamkowa część minut Format stałopozycyjny (brakujące miejsca wypełnione zerami)	+5321.0124 -0134.6578
WYS	ASCII	X.X	Wysokość nad poziomem morza [m]	228.1
V1	ASCII	X.X	Zmienna rezerwowa - masa kapsuły [kg]	1200
V2	ASCII	X.X	Zmienna rezerwowa – długość liny [m]	32
K1	ASCII	X.X	Zmienna rezerwowa – współczynnik oporu powietrza [kg/m]	0.5

Tabela 7.3. Zmienne wysyłane z komputera pokładowego do serwera

Nazwa zmiennej	Format zapisu	Sposób zapisu	Opis	Przykład
DL	ASCII	ZDDDDD.DDDD	Długość geograficzna pożaru Z – znak: + dla E - dla W Pierwsze trzy cyfry stopnie, kolejne dwie minuty, pozostałe cztery ułamkowa część minut Format stałopozycyjny (brakujące miejsca wypełnione zerami)	-12321.0954 +01845.9874
SZ	ASCII	ZSSSS.SSSS	Szerokość geograficzna pożaru Z – znak: + dla N - dla S Pierwsze dwie cyfry stopnie, kolejne dwie minuty, pozostałe cztery ułamkowa część minut Format stałopozycyjny (brakujące miejsca wypełnione zerami)	+5321.0124 -0134.6578
WYS	ASCII	X.XXX	Wysokość nad poziomem morza aktualna [m]	12.1 7.5 136
V	ASCII	X.XXX	Prędkość śmigłowca [km/h]	100.1
SBP	ASCII	X.X	Odległość do pożaru [m]	56.9
SXP	ASCII	X.X	Odległość od pożaru, w której ma nastąpić uwolnienie kapsuły obliczona [m]	123.5
T	ASCII	X.XXX	Czas obliczony [s]	4.234
AN	ASCII	X	Kąt odchylenia od właściwego kierunku nalotu [°]	-1
ST	ASCII	ABCDEF	Status systemu: A. komunikacja z GPS poprawna/niepoprawna B. dane z GPS otrzymane/nieotrzymane C. brak zezwolenia z systemu/ zezwolenie z systemu na uwolnienie kapsuły D. brak zezwolenia pilota/zezwolenie pilota E. kapsuła w gotowości/uwolniona F. wskaźnik rodzaju rozwiązania nawigacyjnego (tabela F.2)	0,1 0,1 0,1 0,1 0,1 0,1,2,3,4
DT	ASCII	DDMMRR	Data UTC	220508
CZ	ASCII	HHMMSS.DD	Czas UTC	120115.19

7.3.7. Budowa oprogramowania komunikacyjnego

Przyjęta w trakcie analizy szeregu rozwiązań koncepcja zastosowania w transmisji danych pośredniczącego komputera komunikacyjnego powoduje, że upraszcza się znakomicie protokół dostępu do sieci transmisji danych. Serwer oraz komputery klienckie (sterujące) używają w celu komunikacji jednolitego protokołu, niezależnego od działającego w danym momencie rodzaju połączenia.

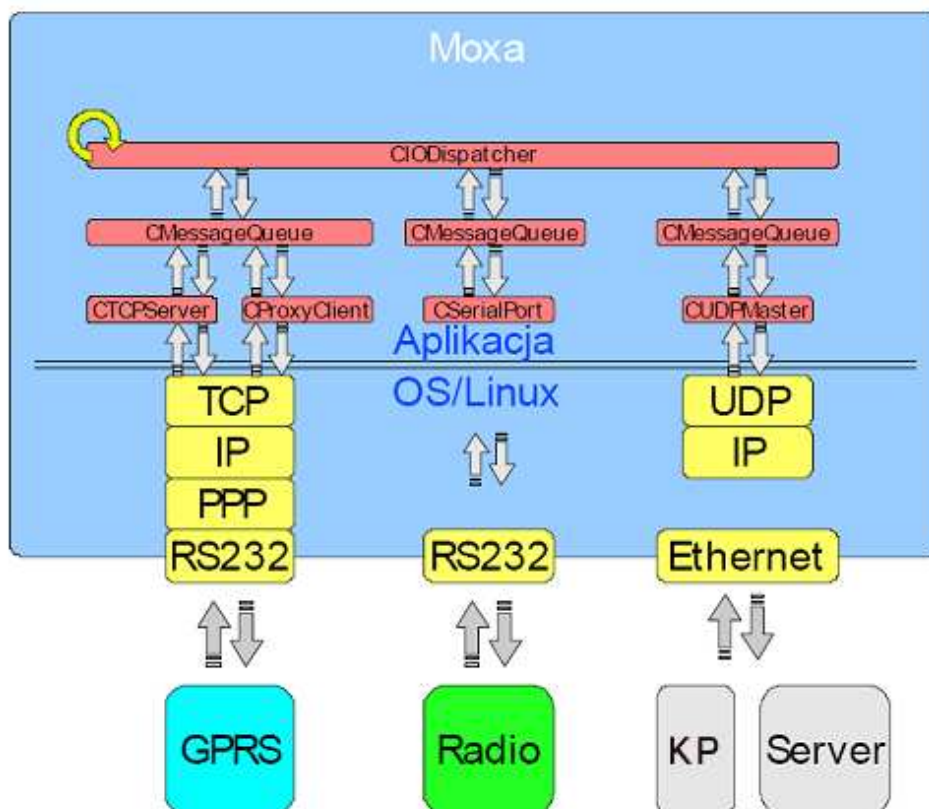
W celu realizacji połączenia komputerów klienckich z komputerami komunikacyjnymi zastosowano w warstwie fizycznej Ethernet. Ze względu na bezpośrednie połączenie komputerów sterujących i komunikacyjnych zastosowano protokół UDP [99] jako nośnik.

Zastosowano także stałe adresy IP. Do celów komunikacji mikrokomputery komunikacyjne wykorzystują port UDP 12345 do połączenia z serwerem systemu oraz port UDP 61557 do połączeń ze stacjami Slave systemu (komputerami pokładowymi).

Komputer sterujący wysyła i odbiera informację w postaci pakietów UDP wysyłanych na port i odbieranych z portu. Każdy pakiet UDP zawiera odpowiednio sformatowane dane opatrzone sumą kontrolną, numerem kolejnym pakietu i znacznikiem czasowym.

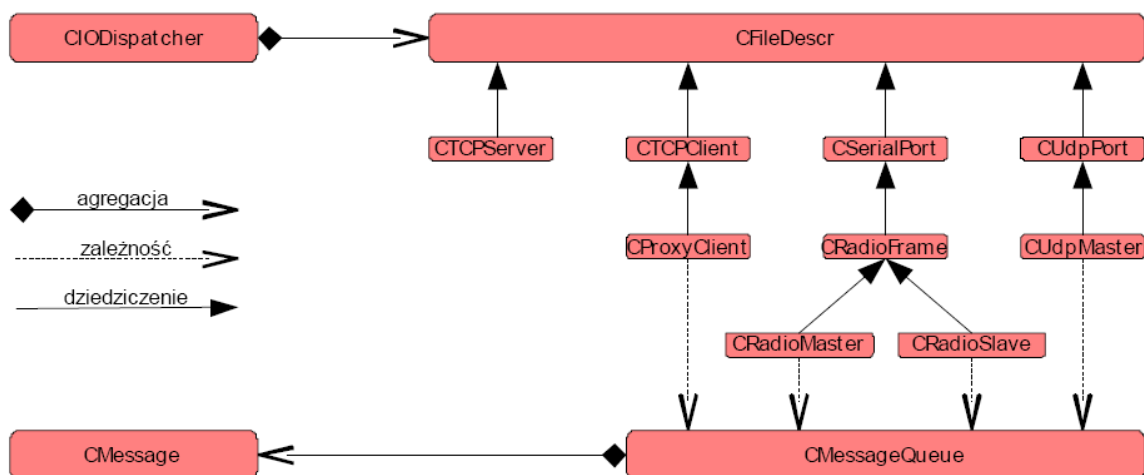
Zastosowanie znacznika czasowego jest konieczne dla odtworzenia wzajemnej relacji czasowej pomiędzy zapisanymi w bazie danych pakietami. Należy zaznaczyć, że zastosowanie bazy danych w serwerze systemu, automatycznie powoduje rejestrowanie wszystkich przesyłanych w systemie pakietów. Zastosowanie numeracji pakietów umożliwia utrzymanie podstawowej chronologii w każdym kanale.

Dla realizacji zadań stawianych mikrokomputerom komunikacyjnym opracowano dedykowane oprogramowanie zarządzające siecią i przekazujące pakiety do odpowiednich adresatów.



Rys. 7.14. Schemat blokowy programu

Obsługa połączenia PPP przez GPRS odbywa się na poziomie systemu operacyjnego [36,51,54]. Odpowiednia hierarchia klas zapewnia jednolitą obsługę portów TCP, UDP i RS232. Z punktu widzenia klasy CIODispatcher odpowiedzialnej za obsługę zdarzeń systemowych dotyczących portów komunikacyjnych wszystkie porty są reprezentowane przez abstrakcyjną klasę CFileDescr.



Rys. 7.15. Diagram klas programu

Specjalizacje klasy CFileDescr zapewniają obsługę poszczególnych typów portów:

- CTCPServer - port nasłuchujący dla połączeń TCP,
- CProxyClient - otwarte połączenie TCP,
- CUdpMaster - port UDP,
- CRadioMaster - port RS232, strona master,
- CRadioSlave - port RS232, strona slave.

Zewnętrzne komunikaty są przesyłane między portami w obiektach klasy CMessage, jako kolejka FIFO w obiekcie klasy CMessageQueue.

7.3.8. Serwer systemu sterowania

W roli serwera systemu sterowania zastosowano komputer firmy ACME typu EMP-350 Portable. Komputer ten jest umieszczony w obudowie metalowej odpornej na udary, z zespolonym monitorem i klawiaturą (typu portable). Monitor jest zabezpieczony szybą ochronną i wyposażony w nakładkę umożliwiającą sterowanie dotykowe tzw. touch-screen.



Rys. 7.16. Serwer EMP-350

Parametry komputera:

- płyta główna z procesorem Intel DualCore 2 GHz,
- pamięć 4 GB,
- 4 x port USB,
- kontroler dyskowy RAID-5,
- dyski SATA 80 GB – 2 sztuki,
- karta sieciowa 2 x Ethernet 10/100 MB,
- karta 2 porty RS232/485,
- karta 4 porty RS232,
- zasilanie 230V/350 W.

Wraz z serwerem na pojeździe dowodzenia zainstalowano urządzenia transmisji danych tzn. mikrokomputer komunikacyjny oraz odpowiednie radiomodemy i anteny.

7.3.9. Oprogramowanie serwera

Podstawowym zadaniem serwera systemu jest:

- zarządzanie dostępem do zasobów systemu,
- gromadzenie danych,
- przekazywanie parametrów i poleceń pomiędzy elementami systemu,
- archiwizowanie wszystkich operacji realizowanych w systemie.

Zadaniem komputera dowodzenia jest umożliwienie dowodzącemu akcją śledzenie położenia i stanu poszczególnych śmigłowców biorących udział w akcji.

Po analizie potrzeb zdecydowano się na oparcie całego serwera na mechanizmach bazodanowych. W tym celu zastosowano popularny i ogólnodostępny silnik bazy danych PostgreSQL. Dostęp do konfiguracji tabel i struktury bazy danych opisującej aplikację jest zapewniony za pośrednictwem narzędzi firmowych pgAdmin III.

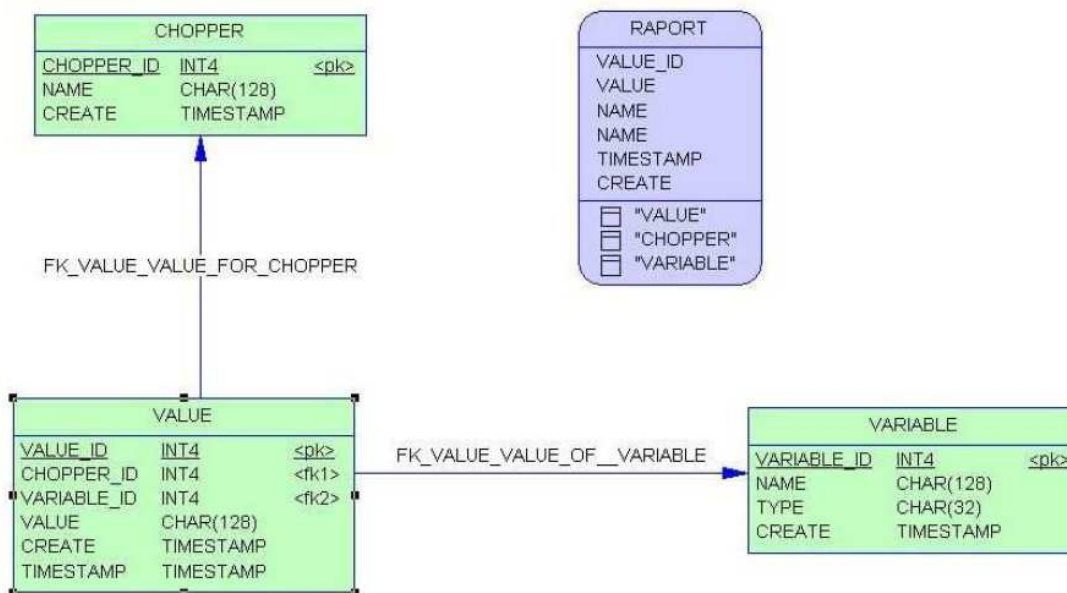
Utworzono bazę danych o nazwie FireBrigade, schemat PUBLIC, użytkownik <postgres> hasło <postgres>. Baza jest dostępna na standardowym porcie 5432.

W celu zarządzania procesem gaszenia zainstalowano aplikację o nazwie FireMaster.

Natomiast dla odczytu i eksportu zapisanych w bazie danych wartości przygotowano aplikację FireMaster Explorer. Obie aplikacje są utworzone w języku Java [9,21].

7.3.10. Budowa bazy danych

Na rysunku poniżej przedstawiono schemat fizyczny bazy danych FireBrigade.



Rys. 7.17. Schemat fizyczny bazy danych FireBrigade

Opis tabel

CHOPPER		
Tabela przechowująca nazwy (numery) poszczególnych śmigłowców.		
Atrybuty		
Nazwa	Typ	Opis
chopper_id	Bigint	ID śmigłowca (klucz główny tabeli)
Name	Char(128)	Nazwa śmigłowca
Create	Timestamp(0)	Data wpisania śmigłowca do bazy

VARIABLE		
Tabela przechowująca nazwy rejestrowanych parametrów (zmiennych)		
Atrybuty		
Nazwa	Typ	Opis
variable_id	Bigint	ID zmiennej (klucz główny tabeli)
Name	Char(128)	Nazwa parametru
Type	Char(32)	Typ zmiennej
Create	Timestamp(0)	Data wpisania rekordu do bazy

VALUE		
Tabela łącząca przechowująca dane dotyczące wartości parametrów dla poszczególnych śmigłowców.		
Atrybuty		
Nazwa	Typ	Opis
value_id	Bigint	ID wartości (klucz główny tabeli)
chopper_id	Bigint	ID śmigłowca (klucz obcy)
variable_id	Bigint	ID zmiennej (klucz obcy)
Value	Char(128)	Wartość parametru
Create	Timestamp(0)	Data wpisania wartości do bazy
Timestamp	Timestamp	Data wysłania wartości ze stanowiska

Rozwiązania optymalizacyjne

Widoki.

W celu ułatwienia konserwacji i serwisu bazy danych został widok 'RAPORT' grupujący wszystkie wartości wszystkich zmiennych wszystkich śmigłowców.

RAPORT		
Widok grupujący wszystkie wartości wszystkich zmiennych wszystkich śmigłowców z uwzględnieniem ich nazw.		
Atrybuty		
Nazwa	Typ	Opis
value_id	Bigint	ID wartości (klucz główny tabeli)
Value	Char(128)	Wartość parametru
Variable	Char(128)	Nazwa parametru
Hopper	Char(128)	Nazwa śmigłowca
Timestamp	Timestamp	Data wysłania wartości ze stanowiska
Create	Timestamp(0)	Data wpisania wartości do bazy

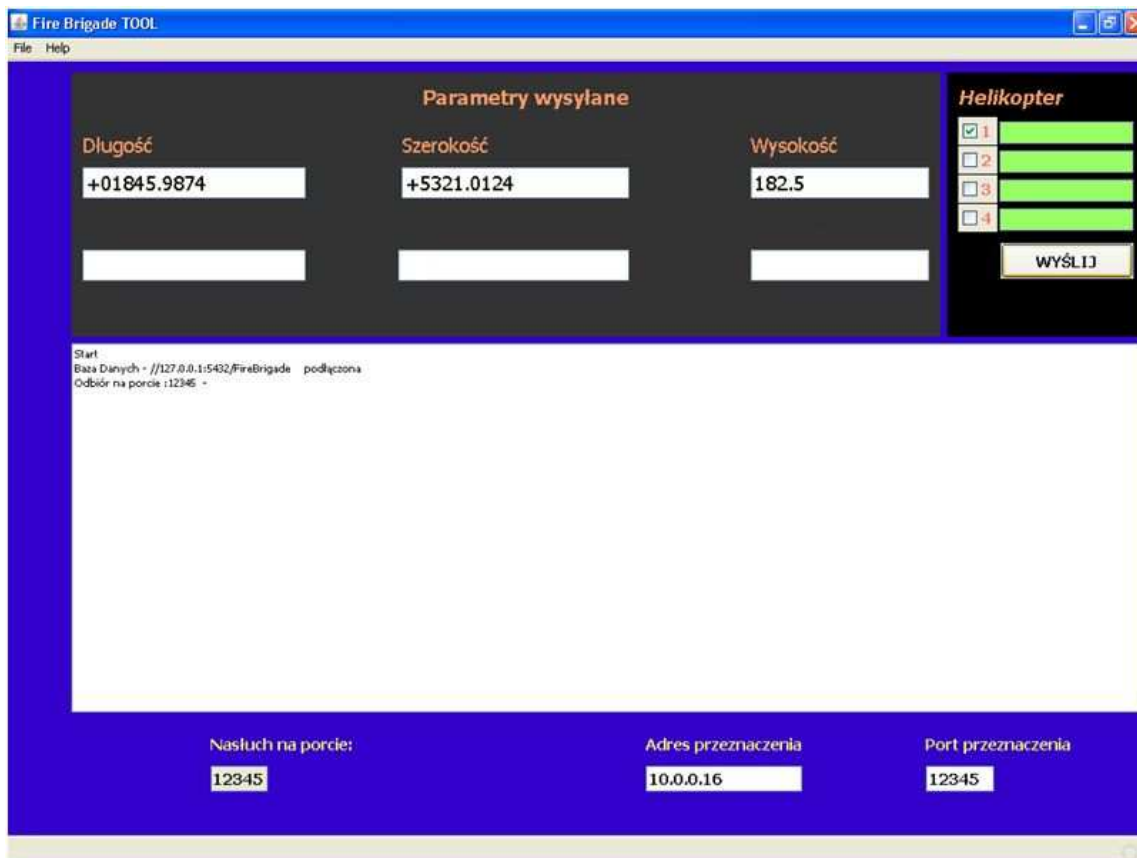
Indeksy.

W celu sprawniejszego wyszukiwania wartości zmiennych został stworzony indeks wyszukiwawczy *ind_1* optymalizujący czas wyszukiwania wartości zmiennych z określonego przedziału czasu dla wybranego śmigłowca.

7.3.11. Aplikacja obsługi stanowiska dowodzenia

Aplikacja ta jest przeznaczona do odbierania i umieszczania w bazie danych wszystkich informacji napływających z urządzeń sterujących z pokładów śmigłowców. Proces ten jest realizowany całkowicie automatycznie, bez udziału operatora. Jednak dla kontroli poprawności na ekranie serwera są prezentowane odbierane pakiety danych. Widok ekranu operatora serwera przedstawiono na rys. 7.18. Zainstalowana aplikacja umożliwia operatorowi przesyłanie na pokład wybranego śmigłowca zestawu parametrów dotyczących akcji gaśniczej. Są to w pierwszej kolejności współrzędne geograficzne punktu zrzutu środka gaśniczego oraz dodatkowe parametry, wynikające z zastosowanej kapsuły. Warto zaznaczyć,

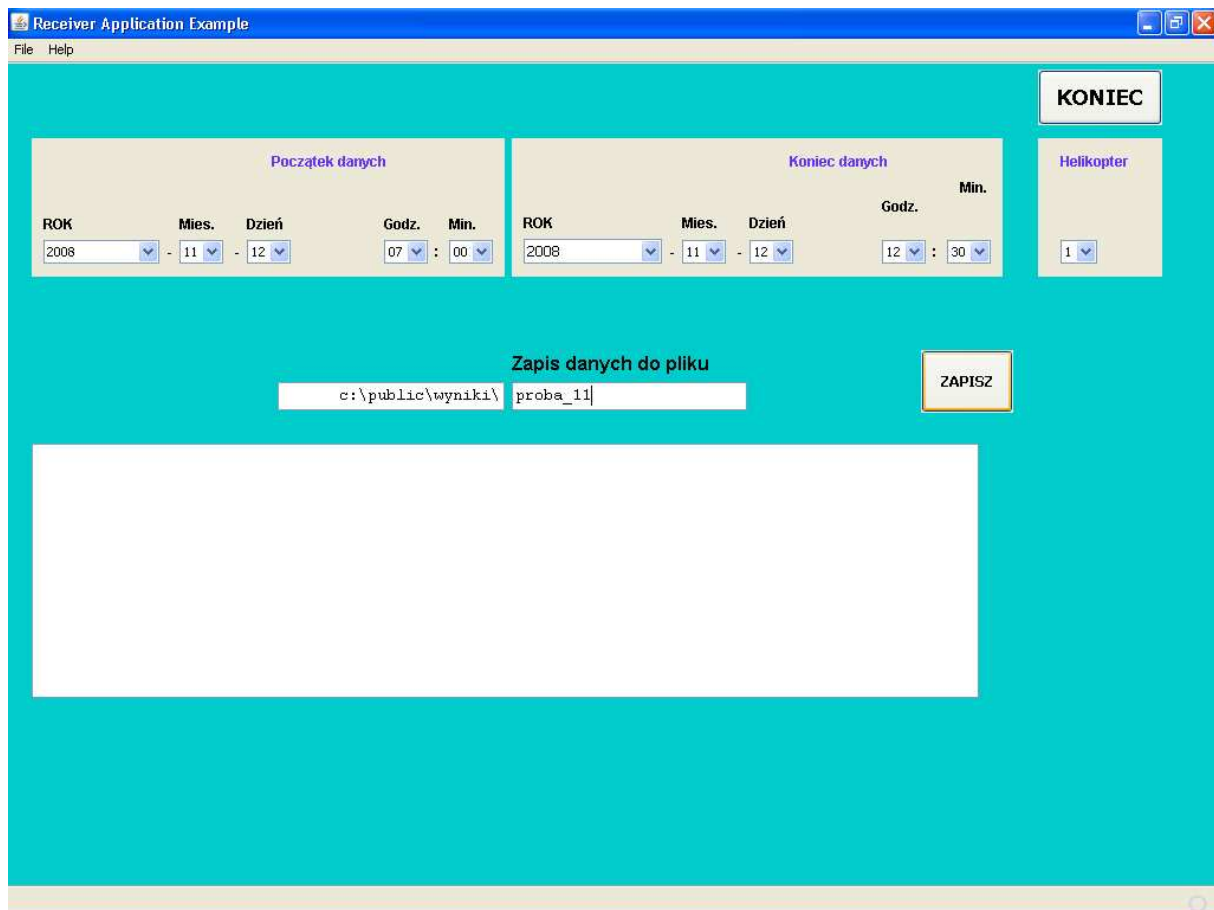
że aplikacja FireMaster w trakcie zapisu danych do bazy, w przypadku wykrycia w pakiecie nazwy parametru nie występującego dotychczas w bazie danych dokona automatycznej aktualizacji i wprowadzi do tabeli *VARIABLE* nową nazwę parametru. Mechanizm ten umożliwia całkowicie automatyczne dodawanie nowych parametrów do systemu rejestracji danych bez udziału operatora.



Rys. 7.18. Widok okna aplikacji dla stanowiska dowodzenia

7.3.12. Aplikacja odczytu bazy danych

Ponieważ gromadzenie danych powierzono standardowej bazie danych PostgreSQL, informacje zapisane można odczytywać przy pomocy dowolnych narzędzi służących do tworzenia raportów z baz danych. Wystarczy w tym celu wykorzystać przedstawiony schemat budowy bazy danych. Jednak dla szybkiego wydobycia informacji w warunkach poligonowych przygotowano napisaną w języku Java podstawową aplikację o nazwie FireMaster Explorer. Aplikacja jest przeznaczona do przeprowadzenia eksportu z bazy danych do pliku tekstowego w celu dalszego przetwarzania. Interfejs użytkownika umożliwia określenie zakresu czasowego żądanych danych, wybranie śmigłowca oraz określenie pliku docelowego. Dane zostają umieszczone w pliku w formacie znakowym ASCII w kolumnach odpowiadających zarejestrowanym parametrom. Nagłówki kolumn są pobierane z tabeli *VARIABLE* bazy danych.



Rys. 7.19. Widok okna aplikacji odczytu bazy danych

7.4. Zapalnik programowalny

Ostatnim elementem systemu jest zapalnik programowalny, który umożliwia zainicjowanie wybuchu w odpowiednim momencie od wyczepienia kapsuły wodnej. Czas ten jest na bieżąco liczony na podstawie danych otrzymanych z GPS.

Zapalnik składa się z programatora, znajdującego się w śmigłowcu oraz zapalnika umieszczonego wewnątrz kapsuły wodnej. Komunikacja między programatorem zapalnika a komputerem odbywa się poprzez łącze szeregowe RS232. Natomiast między programatorem, a zapalnikiem przez łącze szeregowe RS485.

Zapalnik został skonstruowany przez pracowników Wojskowego Instytutu Technicznego Uzbrojenia (WITU) w Zieloncu, jego szczegółowy opis znajduje się w dodatku I.

Dla potrzeb komunikacji między komputerem pokładowym i programatorem opracowano listę komend i informacji zwrotnych, ich format przedstawiono w tabelach od 7.4 do 7.7.

Pakiet wysyłanych i odbieranych danych składa się z 4 bajtów: nagłówek, 2 bajtów danych oraz sumy kontrolnej.

Ze względu na obecność silnych zakłóceń na pokładzie śmigłowca, istnieje duże prawdopodobieństwo wystąpienia błędów w transmisji, a tym samym niewłaściwego zinterpretowania rozkazów, co jest szczególnie niebezpieczne w przypadku opisywanego systemu. W celu ograniczenia takiej możliwości każdy pakiet wysyłanych danych zawiera sumę kontrolną CRC (ang. *Cyclic Redundancy Check*), której zastosowanie znacznie zwiększa skuteczność zabezpieczenia przed ewentualnymi przekłamaniami niż np. suma XOR liczona z poszczególnych bajtów danych lub bit parzystości. Suma kontrolna jest liczona wg algorytmu CCITT-8 opartego o wielomian $0x8D (x^8 + x^7 + x^3 + x^2 + 1)$.

Komputer ma możliwość liczenia CRC wg bardziej skomplikowanych algorytmów jednak CRC CCITT–8 wybrano ze względu na stosowanie procesora 8-bitowego w aplikacji zapalnika.

Parametry komunikacji między programatorem, a komputerem pokładowym:

- prędkość transmisji 38 400 bodów,
- 8 bitów danych,
- 1 bit stopu,
- brak kontroli parzystości,
- odstęp czasowy między pakietami 10 ms.

Tabela 7.4. Komendy wysyłane z komputera pokładowego do programatora

Lp.	Identyfikator komendy	Komenda	Opis
1	202 (CAh)	Nastawa czasowa	Ustawienie czasu rozcalenia zapalnika
2	203 (CBh)	Test zapalnika	Sprawdzenie poprawności pracy zapalnika oraz kanału komunikacyjnego (Test nie zmienia bieżącego stanu zapalnika tj. nie programuje ani nie usuwa nastawy czasowej zapalnika)
3	204 (CCh)	Zabezpiecz zapalnik	Usunięcie nastawy czasowej zapalnika (efekt tożsamy z długą bezczynnością zapalnika), wprowadzenie zapalnika w stan ZABEZPIECZONY
4	205 (CDh)	Dane producenta	Żądanie informacji o danych producenta zapalnika (seria)
5	206 (CEh)	Wyłącz zapalnik	Wyłączenie zapalnika

Tabela 7.5. Informacje zwrotne przesyłane z programatora do komputera pokładowego

Lp.	Identyfikator komendy	Komenda	Opis
1	218 (DAh)	Potwierdzenie nastawy	Informacja zwrotna z zapalnika potwierdzająca przyjęcie nastawy
2	219 (DBh)	Wynik testu	Informacja zwrotna o stanie zapalnika
3	220 (DCh)	Potwierdzenie komendy ZABEZPIECZ	Potwierdzenie przyjęcia komendy ZABEZPIECZ
4	221 (DDh)	Seria zapalnika	Zwrócenie informacji o numerze serii zapalnika (seria identyfikuje czas i miejsce produkcji zapalnika)
5	222 (DEh)	Potwierdzenie komendy WYŁĄCZ	Potwierdzenie przyjęcia komendy WYŁĄCZ
6	223 (DFh)	Błąd programowania	Informacja zwrotna z zapalnika o wystąpieniu błędu w trakcie programowania zapalnika (np. ramka danych która dotarła do zapalnika jest niepełna lub jej treść nie zgadza się z sumą kontrolną)

Tabela 7.6. Format ramek wysyłanych do programatora

1. Nastawa czasowa zapalnika (NASTAWA)

Nazwa	Nagłówek	Czas rozcalenia w ms	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	202 (CAh)	3000÷10000 (BB8h÷2710h) - starszy bajt czasu wysyłany jako pierwszy	0÷255 (0÷FFh)

2. Test zapalnika (TEST)

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	203 (CBh)	1 bajt – dowolna wartość 2 bajt – wartość, która będzie zwrócona w ramce odpowiedzi	0÷255 (0÷FFh)

3. Zabezpieczenie zapalnika (ZABEZPIECZ)

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	204 (CCh)	0	0÷255 (0÷FFh)

4. Dane producenta (PRODUCENT)

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	205 (CDh)	0	0÷255 (0÷FFh)

5. Wyłącz zapalnik (WYŁĄCZ)

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	206 (CEh)	0	0÷255 (0÷FFh)

Tabela 7.7. Format ramek danych odbieranych przez komputer pokładowy

1. Potwierdzenie nastawy

Nazwa	Nagłówek	Czas rozcalenia w ms	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	218 (DAh)	3000÷10000 (BB8h÷2710h) - starszy bajt czasu wysyłany jako pierwszy	0÷255 (0÷FFh)

2. Wynik testu

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	219 (DBh)	1 bajt: 0x0X – OK, zapalnik sprawny, wartość X przedstawia aktualny stan zapalnika (0-nieznany, 1-init, 2-wyłączony, 3-włączony, 4-gotowości, 5-uzbrojony,6-nieznany) 0x20 – kabel podłączony 0x40 – wystąpiło zwarcie na linii START, przynajmniej raz, zapalnik niebezpieczny; 0x80 – błąd „ZWARCIE” aktualnie występuje 2 bajt: zwraca wartość otrzymaną w drugim bajcie danych ramki rozkazu „TEST”	0÷255 (0÷FFh)

UWAGA: W pierwszym bajcie danych może wystąpić kombinacją podanych wartości. Zawartość pierwszego bajtu jest taka sama jak zwracane w ramce „Błąd programowania”.

3. Potwierdzenie zabezpieczenia

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	220 (DCh)	0 – potwierdzenie przyjęcia komendy ZABEZPIECZ 1 – potwierdzenie przejścia zapalnika w stan ZABEZPIECZONY	0÷255 (0÷FFh)

4. Seria zapalnika

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	221 (DDh)	Numer serii zapalnika	0÷255 (0÷FFh)

5. Potwierdzenie przyjęcia komendy wyłącz zapałnik

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	222 (DEh)	0 – potwierdzenie przyjęcia komendy WYŁĄCZ 1- potwierdzenie przejścia zapałnika w stan ZABEZPIECZONY	0÷255 (0÷FFh)

UWAGA: Zapałnik przed wyłączeniem przechodzi w stan ZABEZPIECZONY !

6. Błąd programowania

Nazwa	Nagłówek	Dane	Suma kontrolna
Liczba bajtów	1	2	1
Wartość lub zakres wartości	223 (DFh)	1 bajt: 0x0X – wartość X przedstawia aktualny stan zapałnika (0-niezanny, 1-init, 2-wyłączony, 3-włączony, 4-gotowości, 5-uzbrojony, 6-niezanny) 0x20 – kabel podłączony 0x40 – wystąpiło zwarcie na linii START przynajmniej raz, zapałnik niebezpieczny; 0x80 – błąd „ZWARCIE”, aktualnie występuje. 2 bajt: 0x01 – ramka niekompletna 0x02 – błąd CRC 0x04 – nieprawidłowa wartość czasu nastawy 0x08 – nieprawidłowy identyfikator ramki	0÷255 (0÷FFh)

UWAGA: W pierwszym i drugim bajcie danych mogą wystąpić kombinacje podanych wartości, odpowiednio do wymienionych w poszczególnych grupach. Informacje zwracane w 1 – bajcie są identyczne jak w ramce „Wynik testu”.

7.5. Budowa aplikacji komputera pokładowego

Ogólna zasada programu wyznaczającego chwilę zrzutu kapsuły polega na (rys. 7.20):

- odczytanie parametrów wejściowych z urządzeń zewnętrznych (odległość od pożaru, wysokość nad pożarem H , prędkość śmigłowca v_0),
- wyznaczeniu wartości odpowiadającej odległości śmigłowca od pożaru S_{XP} , w której powinno nastąpić uwolnienie kapsuły jak również oszacowanie czasu do zrzutu,
- wyznaczenia wartości czasu t – po którym ma nastąpić zainicjowanie eksplozji,
- porównaniu aktualnej odległości do pożaru S_{BP} oraz odległości otrzymanej w wyniku obliczeń S_{XP} :
 - w przypadku ich równości następuje uwolnienie kapsuły wraz z przekazaniem opóźnienia do detonatora w postaci czasu t (rys. 7.21),
 - w przypadku różnych ich wartości następuje powrót do początku programu.

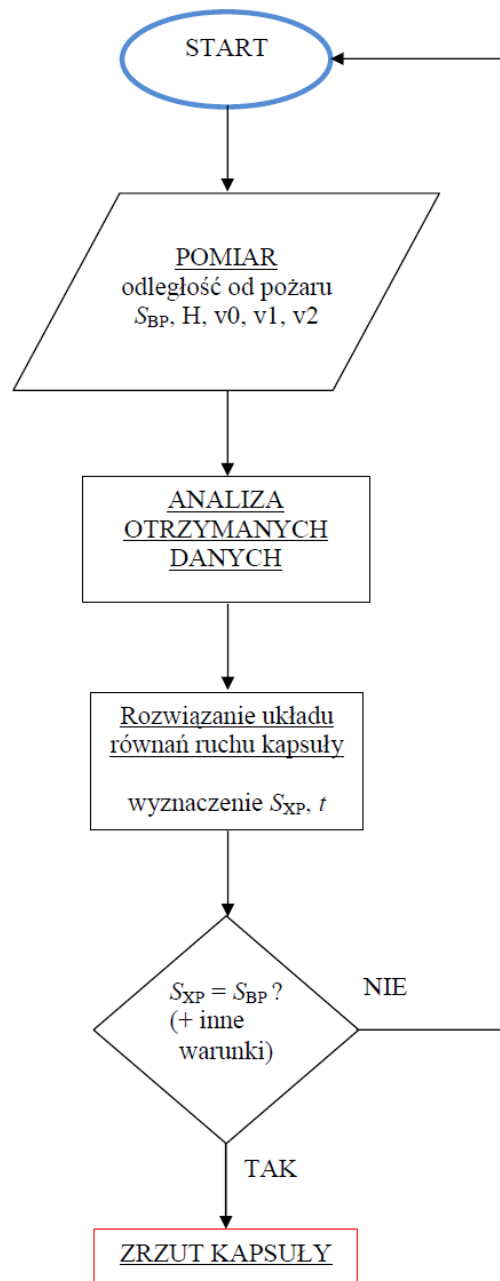
Powyższy algorytm powinien być rozszerzony o część, która pozwoli na wstępne przetworzenie parametrów wejściowych (odległość od pożaru, wysokość nad pożarem H , prędkość śmigłowca v_0) – np. odrzucenie błędów grubych, wyliczenie średniej z kilku (kilkunastu) poprzednich odczytów itp.

Algorytm porównania musi zawierać tolerancję, uwzględniającą wystarczające zbliżenie wartości odległości S_{BP} i S_{XP} – zapis liczb rzeczywistych z dużą dokładnością (kilka miejsc po przecinku) może doprowadzić do sytuacji, kiedy dwie wartości nigdy się nie zrównają. Właściwy warunek uwzględniający tę sytuację musi wyglądać następująco:

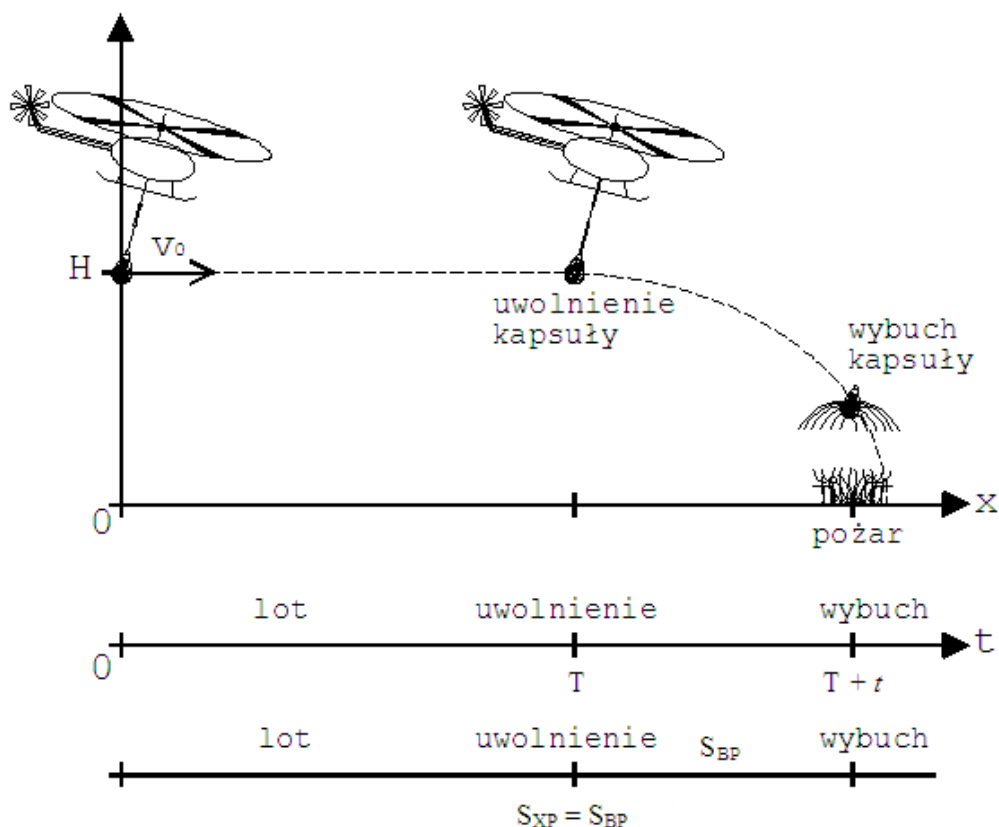
$$\begin{aligned} |S_{BP} - S_{XP}| < \textit{tolerancja_odl} \\ \Downarrow \\ [(S_{XP} - S_{BP} > -\textit{tolerancja_odl}) \wedge (S_{BP} - S_{XP} < \textit{tolerancja_odl})] \end{aligned} \quad (7.1)$$

Algorytm wyznaczający chwilę zrzutu kapsuły wodnej korzysta z danych dostarczanych z urządzeń zewnętrznych (v_0 , położenie względem pożaru). Informacje te nie są dostarczane w sposób ciągły, w związku z tym algorytm przetwarzające te dane musi uwzględniać ten fakt. Implementacja jest uzależniona od sposobu komunikacji z urządzeniami zewnętrznymi.

Odległość, w której zostanie uwolniona kapsuła oraz czas, po którym ma nastąpić detonacja wyznaczana jest na podstawie aktualnej wartości prędkości i położenia. Zakłada się, że w interwale między kolejnymi wyliczeniami prędkość oraz wysokość nie uległy zmianom (rozdział 4.).



Rys. 7.20. Ilustracja algorytmu wybierającego chwilę zrzutu kapsuły wodnej (opis w tekście)



Rys. 7.21. Zasada działania programu wspomagającego wybór chwili uwolnienia kapsuły wodnej oraz przekazującego opóźnienie do detonatora ładunku wybuchowego (opis w tekście)

7.6. Praktyczna realizacja systemu sterowania zrzutem

Jak wspomniano wcześniej aplikacja komputera sterującego znajdującego się na pokładzie śmigłowca została opracowana w środowisku LabVIEW [7,92,96]. W niniejszym rozdziale przedstawiono opis najważniejszych elementów aplikacji.

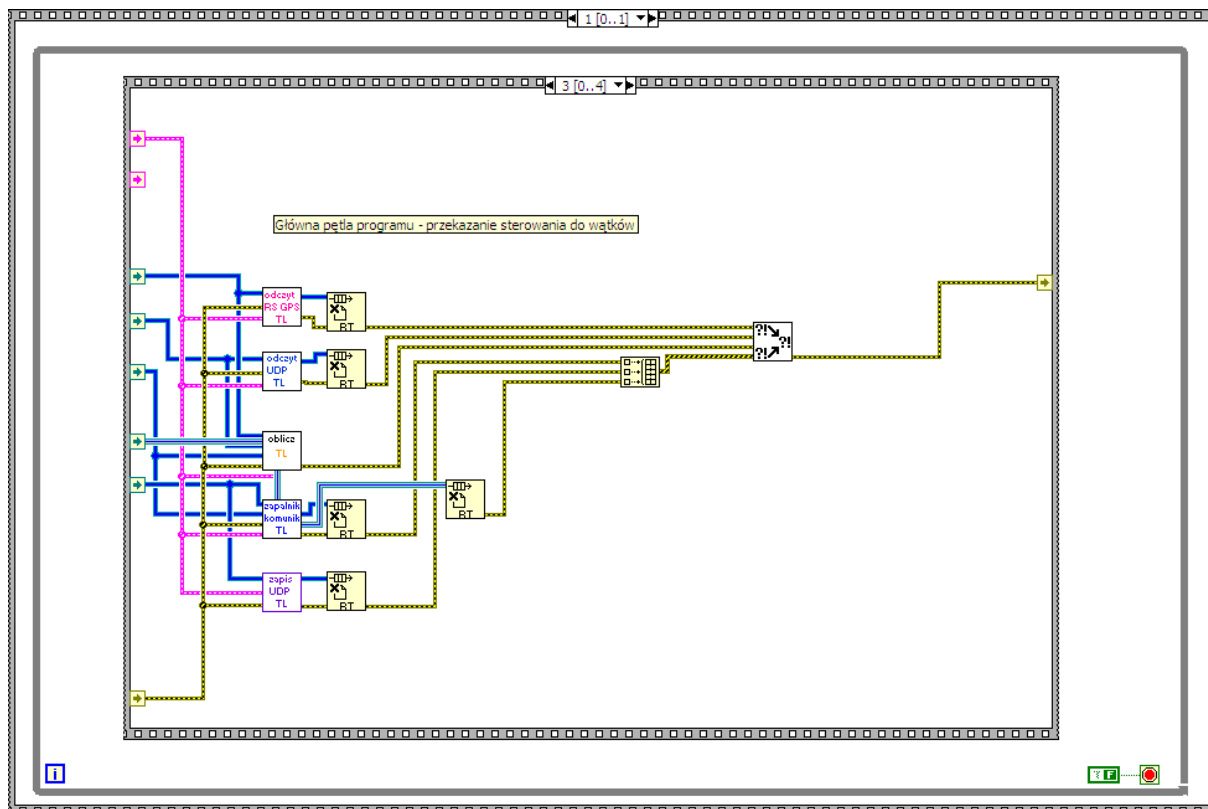
Po uruchomieniu komputera następuje 1-sekundowa pauza (ramka 0 zewnętrznej struktury sekwencyjnej). Kolejna ramka struktury sekwencyjnej (1) zawiera nieskończoną pętlę WHILE, wewnątrz której umieszczono główną strukturę sekwencyjną, składającą się z 5 stopni:

- 0 – wczytanie plików wartości stałych używanych w aplikacji,
- 1 – wczytanie ewentualnych plików z dysku komputera,
- 2 – alokacja kolejek FIFO, do przekazywania danych pomiędzy poszczególnymi wątkami,
- 3 – główna pętla programu, w której następuje przekazanie sterowania do wątków (rys. 7.22),

- 4 – zapis informacji o wystąpieniu błędów na dysku komputera.

Poszczególne wątki dotyczą:

- odbioru i analizy danych z odbiornika satelitarnego GPS,
- odbioru danych z komputera naziemnego (serwera),
- części obliczeniowej umożliwiającej znalezienie czasu uwolnienia kapsuły,
- wysłania danych do komputera naziemnego (serwera),
- komunikacji z zapalnikiem programowalnym (zaprogramowanie obliczonego czasu i uwolnienie kapsuły).



Rys. 7.22. Widok głównej pętli aplikacji – poszczególne wątki są umieszczone w pętlach krytycznych (Timed Loop) [7]. Dane pomiędzy wątkami przekazywane są przez FIFO

7.6.1. Odbiór i analiza danych z GPS

Po uruchomieniu aplikacji następuje inicjalizacja portu RS232 służącego do komunikacji z odbiornikiem satelitarnym. Bufor odbiorczy jest czyszczony, ustawiane są wartości parametrów transmisji:

- prędkość 115 200 bodów,
- 8 bitów danych,
- 1 bit stopu,
- brak kontroli parzystości,
- kontrola przepływu RTS/CTS.

Pętla krytyczna odbioru danych wykonywana jest co 100 ms. Wewnątrz niej umieszczony jest podprogram, w którym co 20 ms sprawdzana jest zawartość rejestru odbiorczego. Wyszukiwany jest ciąg znaków \$GNGGA będący początkiem pakietu danych składającego się z dwóch wiadomości NMEA - GGA i VTG [34,35,63,94]. Zakończenie pętli jest możliwe po skompletowaniu całego pakietu danych (dwukrotne wystąpienie znaków CR LF) lub po przekroczeniu założonego czasu (90 ms). Uzyskany łańcuch danych jest obcinany do formatu:

\$GNGGA, ..,CR LF \$GNVTG, ..,CR LF

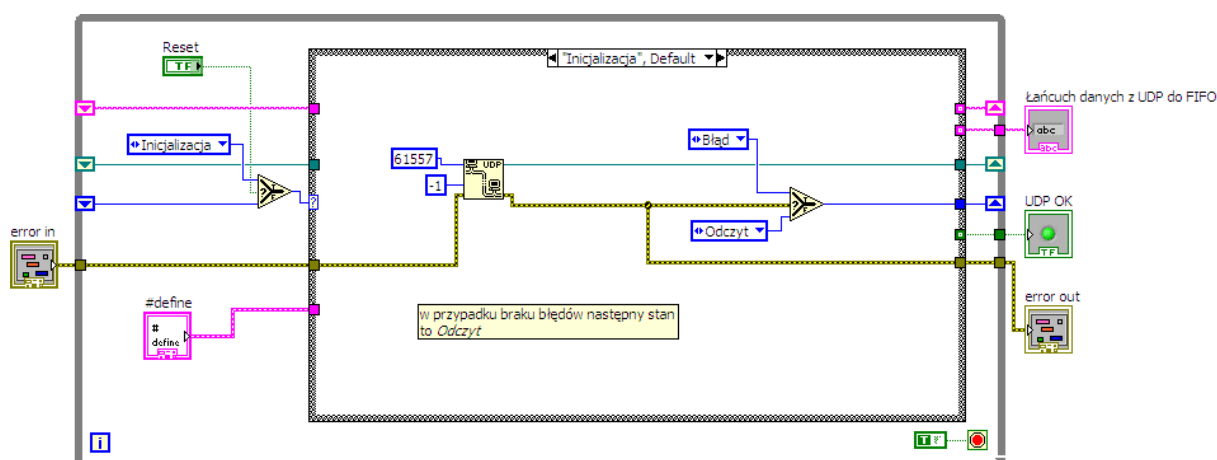
Znaki po drugim ciągu CR LF są przesuwane do następnej iteracji pętli Timed Loop z pomocą elementu Shift Register.

Po zakończeniu podprogramu sprawdzane są sumy kontrolne komunikatów oraz pola informujące o trybie odbioru (GGA) i statusie odebranych danych (VTG). Jeśli pola zawierają niedozwolone wartości lub sumy kontrolne są niepoprawne, oznacza to błędne działanie komunikacji między urządzeniami lub brak sygnału pozycjonowania. Wszelkie dane uzyskane z takiego odczytu są ignorowane. W przypadku gdy dane są poprawne, następuje ich umieszczenie w kolejce FIFO. Informacja o poprawności danych przekazywana jest również w postaci sieciowej zmiennej współdzielonej (ang. *shared variable*) [7,24,39] do panelu pilota i prezentowana jest na wskaźniku LED komputera.

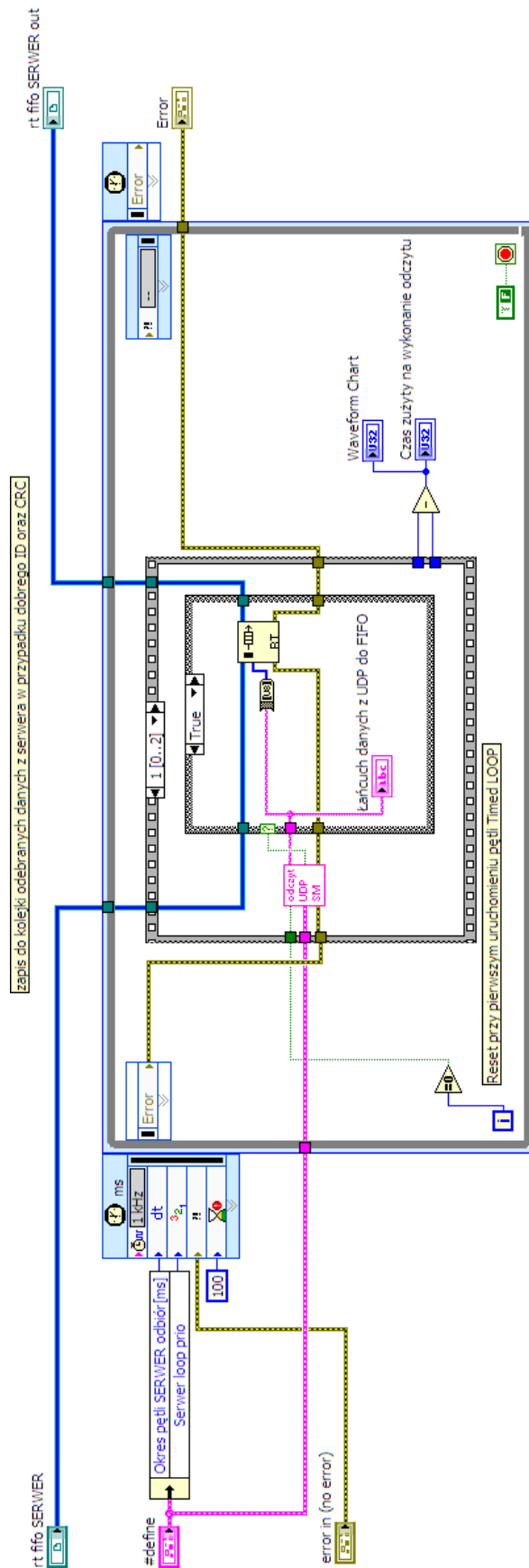
7.6.2. Odbiór danych z komputera naziemnego (serwera)

Pętla krytyczna odbioru danych wykonywana jest co 100 ms. Pętla zbudowana jest w postaci maszyny stanów o następujących stanach:

- 1) *Inicjalizacja* - następuje inicjalizacja portu UDP - numer 61557, timeout 40 ms, wielkość bufora odbiorczego 548 bajtów. W przypadku braku błędów następny stan to *Odczyt*, w przeciwnym razie - *Błąd*.
- 2) *Odczyt* – odczyt zawartości rejestru odbiorczego. Wyodrębniane są elementy przedstawione w tabelach 7.1 i 7.2 W przypadku braku błędów UDP następny stan to *Analiza*; w przypadku wystąpienia błędów kolejny stan ustawiany jest na *Błąd*, z wyjątkiem błędu nr 56 (brak danych w buforze), kiedy następny stan to *Odczyt*.
- 3) *Analiza* – sprawdzana jest suma kontrolna CRC oraz ID stanowiska. W przypadku błędnej sumy kontrolnej lub niezgodnego ID odebrane informacje są traktowane jako błędne lub nie przeznaczone dla odbiorcy i ignorowane. Do kolejki FIFO przekazywane są poprawne dane. Następnym stanem jest *Odczyt*.
- 4) *Błąd* – zamknięcie portu UDP i ustawienie kolejnego stanu na *Inicjalizacja*.



Rys. 7.24. Widok podprogramu ODCZYT UDP SM – przedstawiony jest stan *Inicjalizacja*



Rys. 7.25. Pętla krytyczna dla wątku odbioru danych z UDP

7.6.3. Główna część obliczeniowa

Pętla krytyczna analizy danych i obliczeń numerycznych wykonywana jest co 100 ms.

Dane z GPS oraz serwera przekazane przez FIFO są przekształcane z łańcuchów ASCII na postać liczbową. Informacje o aktualnych wartościach prędkości, wysokości i współrzędnych pożaru przekazywane są w postaci zmiennych współdzielonych do panelu pilota.

Na podstawie danych otrzymanych z GPS oraz z serwera wyznaczana jest odległość od pożaru. Odległość między dwoma punktami (1 i 2) wyliczana jest formułą:

$$odl = \arccos[\sin(lat1) * \sin(lat2) + \cos(lat1) * \cos(lat2) * \cos(lon1 - lon2)], \quad (7.2)$$

gdzie współrzędne punktów - szerokość $lat1(lat2)$ oraz długość geograficzna $lon1(lon2)$ punktów dane są wzorami:

$$lat1 = (szer_st1 + \frac{szer_min1}{60}) * \frac{\pi}{180}, \quad lat2 = (szer_st2 + \frac{szer_min2}{60}) * \frac{\pi}{180},$$
$$lon1 = (dl_st1 + \frac{dl_min1}{60}) * \frac{\pi}{180}, \quad lon2 = (dl_st2 + \frac{dl_min2}{60}) * \frac{\pi}{180},$$

gdzie:

$szer_st1, szer_st2$ – szerokość (stopnie)

$szer_min1, szer_min2$ – szerokość (minuty)

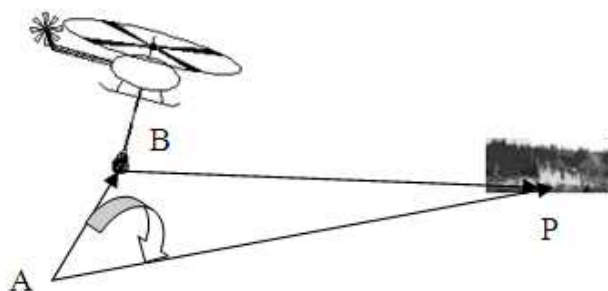
dl_st1, dl_st2 – długość (stopnie)

dl_min1, dl_min2 – długość (minuty)

Ponieważ system jest testowany w Polsce, dla wygody przyjęto, że długość geograficzna wschodnia (E) oraz szerokość geograficzna północna (N) będą podawane jako liczby dodatnie. Ujęte jest to w algorytmie odczytu danych z GPS.

Długość i szerokość są odczytywane z dokładnością do 2 miejsca dziesiętnego minut – w przeliczeniu na metry daje to dokładność rzędu 0,2 m – wystarczającą w zupełności dla opisywanego systemu (rozdział 4.).

Zadaniem systemu jest nie tylko wyzwolenie kapsuły w odpowiednim momencie ale również nakierowywanie pilota na odpowiedni punkt pożaru (środek). Aby było to możliwe liczone są odległości między punktami AB, BP oraz AP. Odległość AB jest odległością między kolejnymi położeniami kapsuły (A jest punktem wcześniejszym, B aktualnym), P – jest punktem na który ma być nakierowywany pilot (centrum pożaru).

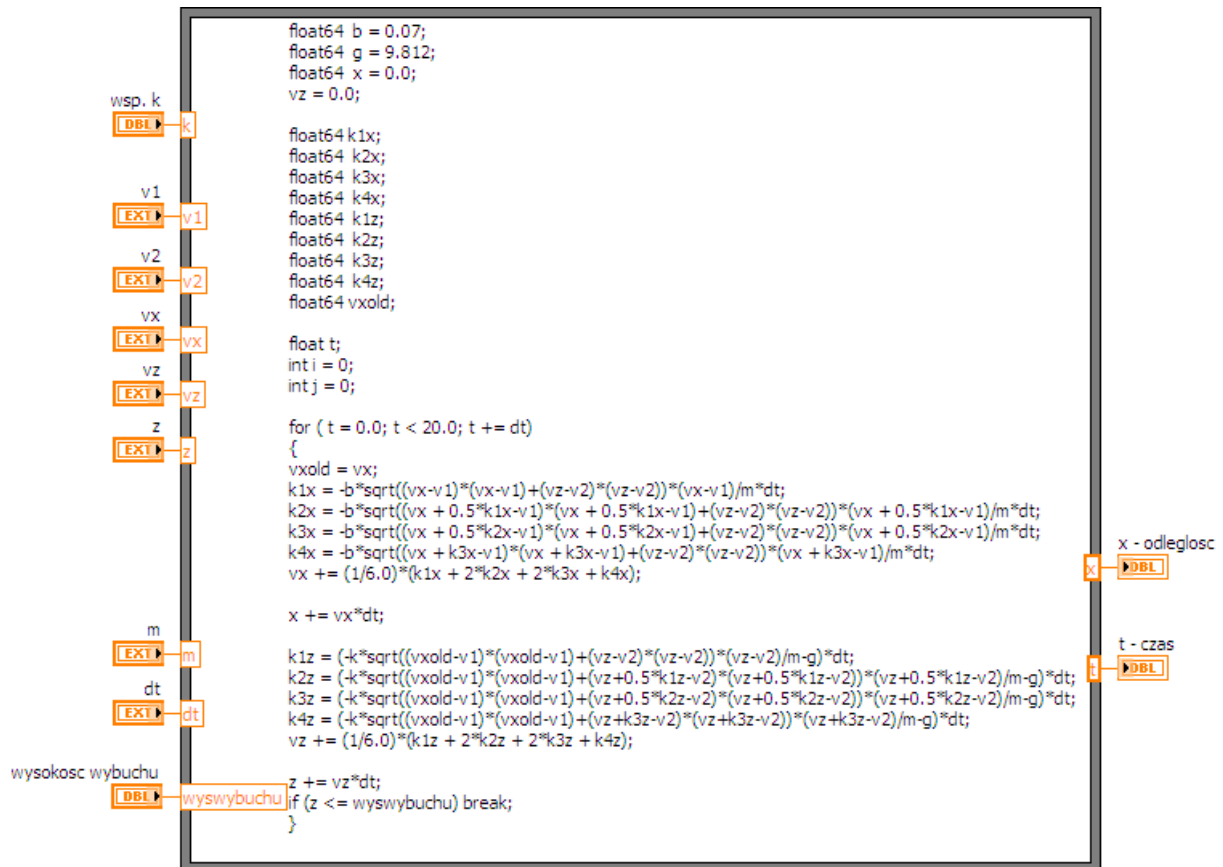


Rys. 7.26. Zasada liczenia kąta nalotu

Trzy odcinki tworzą trójkąt, w którym wartość kąta między aktualnym kursem (AB) a kursem wymaganym AP jest obliczana przy pomocy twierdzenia cosinusów.

Obliczenie zwrotu kąta jest możliwe poprzez umieszczenie trójkąta ABP w układzie współrzędnych prostokątnych, w którym punkt A znajduje się w początku układu współrzędnych, a wartość rzędnej punktu B wynosi 0 (dokonana zostaje translacja – obrót trójkąta).

Na podstawie danych odczytanych z GPS (prędkość i położenie) oraz otrzymanych z serwera (współrzędne pożaru) liczony jest czas t oraz odległość S_{XP} . Wartości te liczone są z pomocą metody Rungego–Kutty RK(4,4). Algorytm jest zaimplementowany w języku C - wykorzystano strukturę Formula Node – rys. 7.27.



Rys. 7.27. Podprogram wyliczający moment wyzwolenia kapsuły

Wartości odległości od pożaru oraz kąta nalotu również przesyłane są w postaci zmiennych współdzielonych do panelu pilota.

W pętli obliczeniowej przekazywane są również dane niezbędne do pracy zapalnika do odpowiedniej kolejki FIFO.

7.6.4. Komunikacja z zapalnikiem programowalnym

Pętla krytyczna komunikacji z zapalnikiem programowalnym i obsługi sygnału wyzwiania kapsuły wykonywana jest co 10 ms.

Następuje odczyt kolejki FIFO z danymi przeznaczonymi do zapalnika oraz format otrzymanych danych. Następnie wykonywany jest podprogram zbudowany w postaci maszyny stanów o następujących stanach:

- 1) *Inicjalizacja* - następuje inicjalizacja portu RS232 służącego do komunikacji z programatorem zapalnika. Ustawiane są wartości parametrów transmisji (rozdział 5.1). W przypadku braku błędów następnym stanem jest *Praca*, w przeciwnym razie - *Błąd*.
- 2) *Praca* –
 - Odczyt wejść cyfrowych (zezwolenie pilota, tryb pracy zapalnika).
 - Wysłanie komendy do programatora zapalnika. W zależności od stanu wejść sterujących ustalany jest tryb współpracy z zapalnikiem - wysyłane są komendy TEST, NASTAWA lub ZABEZPIECZ.
 - Odczyt i analiza danych z zapalnika (odczytywane są 4 bajty z bufora odbiorczego) – sprawdzana jest suma kontrolna CRC oraz poprawność odebranych danych, zgodnie z opisem w tabelach 7.4 do 7.7.
 - Aproksymacja odległości do celu - zakłada się, że prędkość śmigłowca jest stała w interwałach między kolejnymi danymi przychodzącymi z GPS. Następuje porównanie odległości S_{XP} i S_{BP} (rys. 7.20).
 - Ustawienie odpowiednich flag (sygnał równości S_{XP} i S_{BP} , wskaźniki trybu).

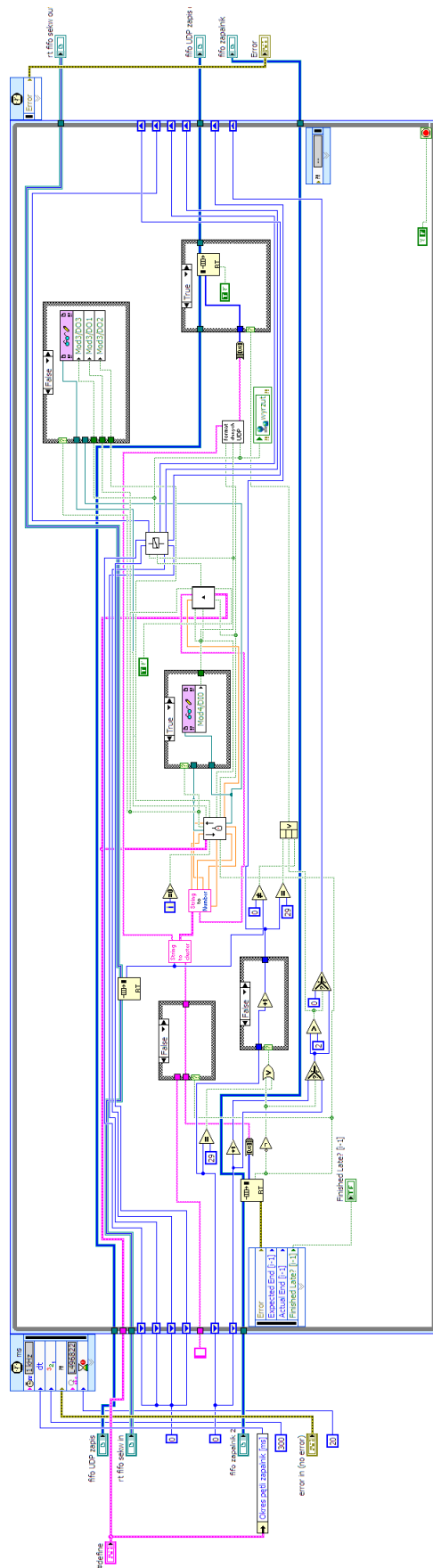
W przypadku wystąpienia błędów kolejny stan ustawiany jest na *Inicjalizacja*, w przeciwnym wypadku następnym stanem jest *Praca*.

Podprogram, który wykonywany jest następnie obejmuje sprawdzenie wszystkich warunków niezbędnych do uwolnienia kapsuły (odbezpieczenia haka):

- Zezwolenia pilota – stan wejścia cyfrowego.
Sygnał zezwalający (pilota) jest poddawany filtrowaniu cyfrowemu w celu zapobieżenia wpływom zakłóceń.
- Właściwego kąta nalotu na cel (+/- 10 stopni).
- Odpowiedniej dokładności GPS (wymagana jest dokładność FIX lub FLOAT – rozdział 5.1 i 5.2).
- Poprawności komunikacji z zapalnikiem programowalnym – błędne odpowiedzi powodują zablokowanie możliwości odbezpieczenia haka.
- Ustawienia flag równości S_{XP} i S_{BP} .

W przypadku spełnienia wszystkich warunków następuje uwolnienie kapsuły poprzez wysterowanie przekaźnika otwierającego hak. Sygnał podawany na przekaźnik jest podtrzymywany przez ok. 500 ms. Należy zwrócić uwagę na to, że odbezpieczenie kapsuły jest możliwe tylko w przypadku jednoczesnego wysterowania sygnałem programowym (wypracowanym przez algorytm sterujący) oraz elektrycznym (podawanym przez przełącznik umieszczony na pulpicie pilota). Takie rozwiązanie zabezpiecza system przed ewentualnym błędem programowym.

Wszystkie informacje niezbędne do wysłania do serwera są zapisywane do kolejki FIFO.

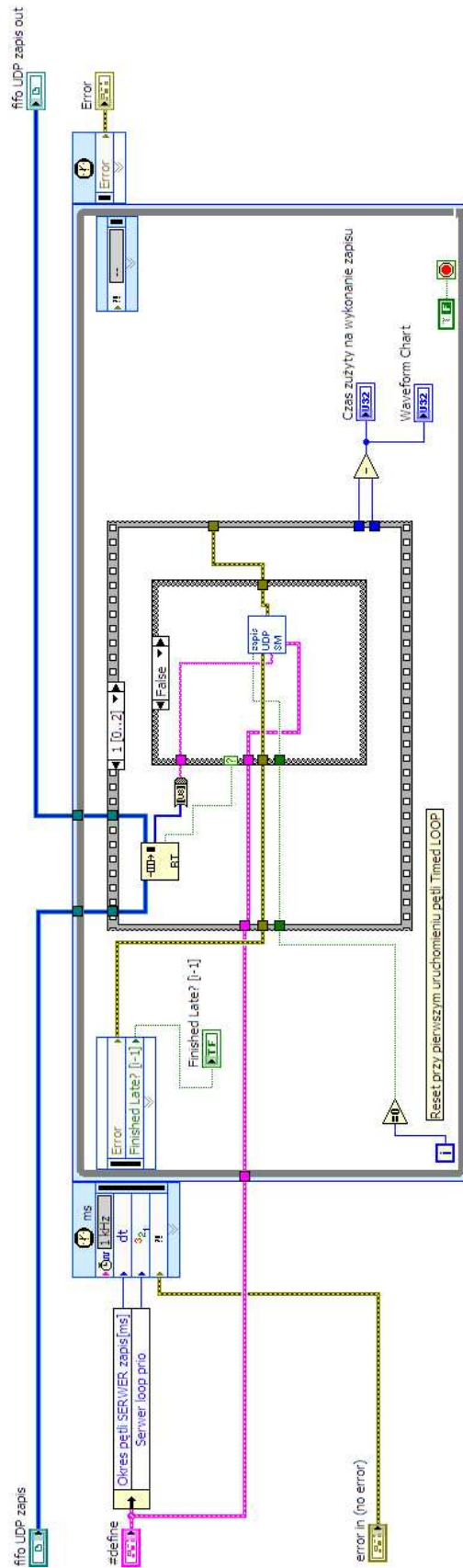


Rys. 7.29. Pętla krytyczna komunikacji z zapalnikiem

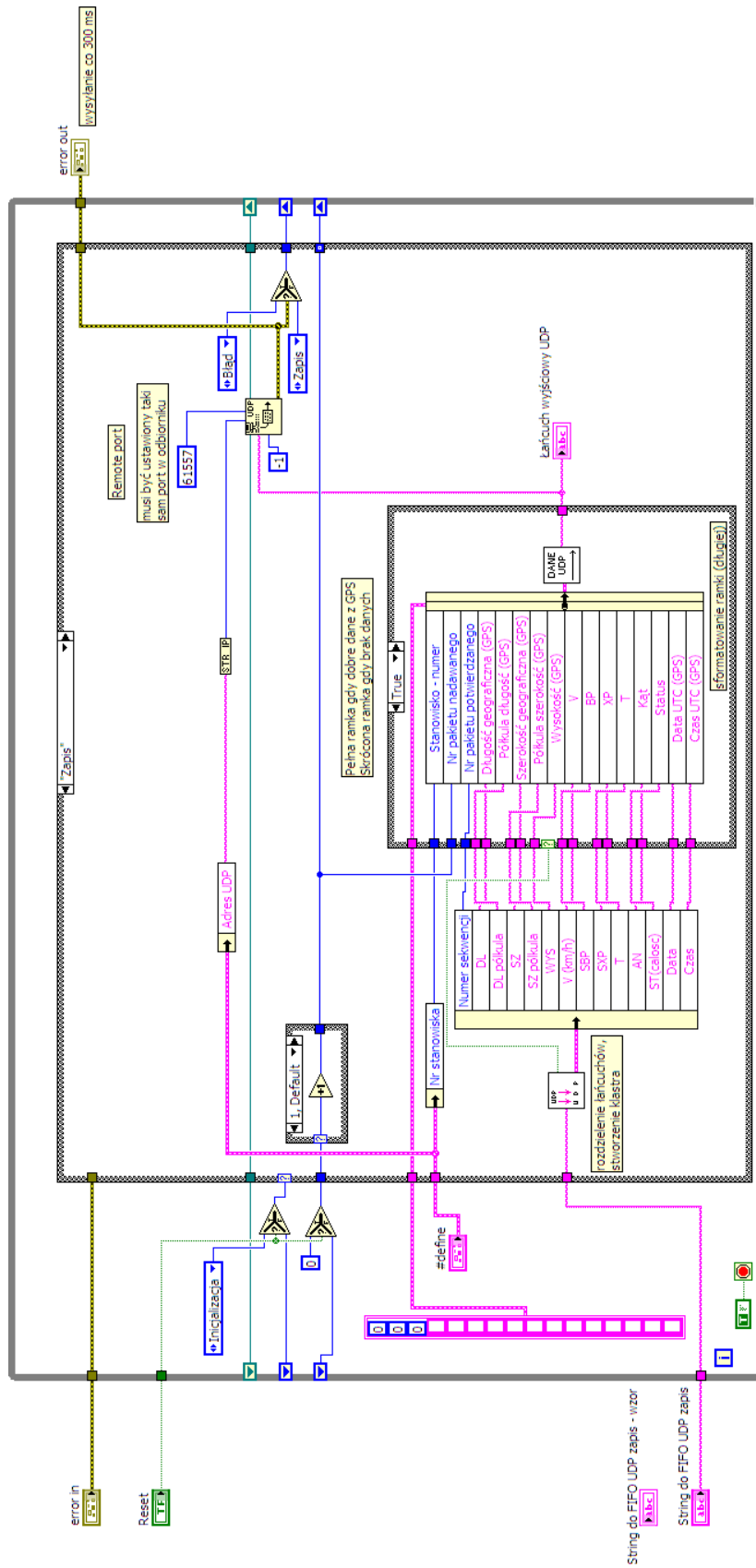
7.6.5. Wysłanie danych do komputera naziemnego (serwera)

Pętla krytyczna wysyłania danych wykonywana jest co 300 ms. Pętla zbudowana jest w postaci maszyny stanów o następujących stanach:

- 1) *Inicjalizacja* - następuje inicjalizacja portu UDP - numer 61556, timeout 40 ms, wielkość bufora odbiorczego 548 bajtów. W przypadku braku błędów następny stan to *Zapis*, w przeciwnym razie - *Błąd*.
- 2) *Zapis* – zapis danych do portu UDP - numer 61557, na adres IP mikrokomputera MOXA (192.168.101.127). W przypadku braku błędów następny stan to *Zapis*, w przeciwnym razie - *Błąd*. Dane odczytywane są z odpowiedniej kolejki FIFO. W przypadku poprawnych danych odebranych z GPS wysyłane są wszystkie zmienne przedstawione w tab. 7.3. W przypadku błędnych danych wysyłane są tylko informacje o statusie oraz czas i data. Potwierdzany jest numer sekwencji odebranej z serwera – pobierany z kolejki FIFO (7.6.2).
- 3) *Błąd* – zamknięcie portu UDP i ustawienie kolejnego stanu na *Inicjalizacja*.



Rys. 7.30. Pętla krytyczna dla wątku zapisu danych do UDP



Rys. 7.31. Podprogram ZAPIS UDP SM – zapis pełnej ramki danych

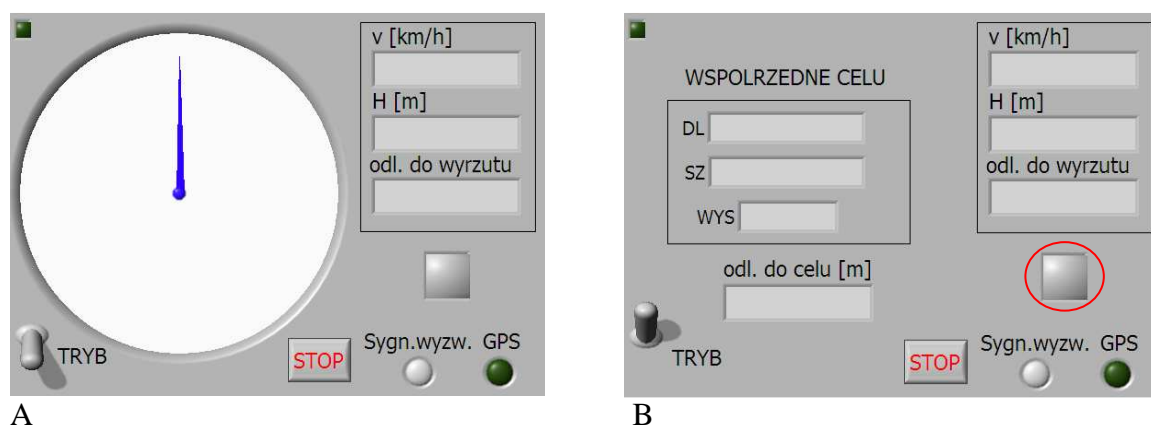
7.6.6. Wysyłanie informacji do panelu pilota

Wartość kąta odchylenia od wymaganego kierunku lotu; odległość, która pozostała do wyzwolenia kapsuły, odległość do celu, prędkość oraz współrzędne pożaru są przesyłane przez Ethernet w postaci zmiennych współdzielonych do panelu dotykowego TPC-2106T (rys. 7.32) znajdującego się w kabinie pilota. Wizualizacja kąta odchylenia od wymaganego kierunku lotu umożliwia skorygowanie toru lotu przez pilota; odchylenie o kąt większy niż 10 stopni jest dodatkowo sygnalizowane świeceniem wskaźnika na panelu.

Na pulpicie znajdują się poza tym diody sygnalizacyjne:

- dioda zielona – zapala się na 5 sekund przed momentem wyzwolenia kapsuły,
- dioda czerwona – zapala się w odległości 3 metrów od punktu wyzwolenia kapsuły.

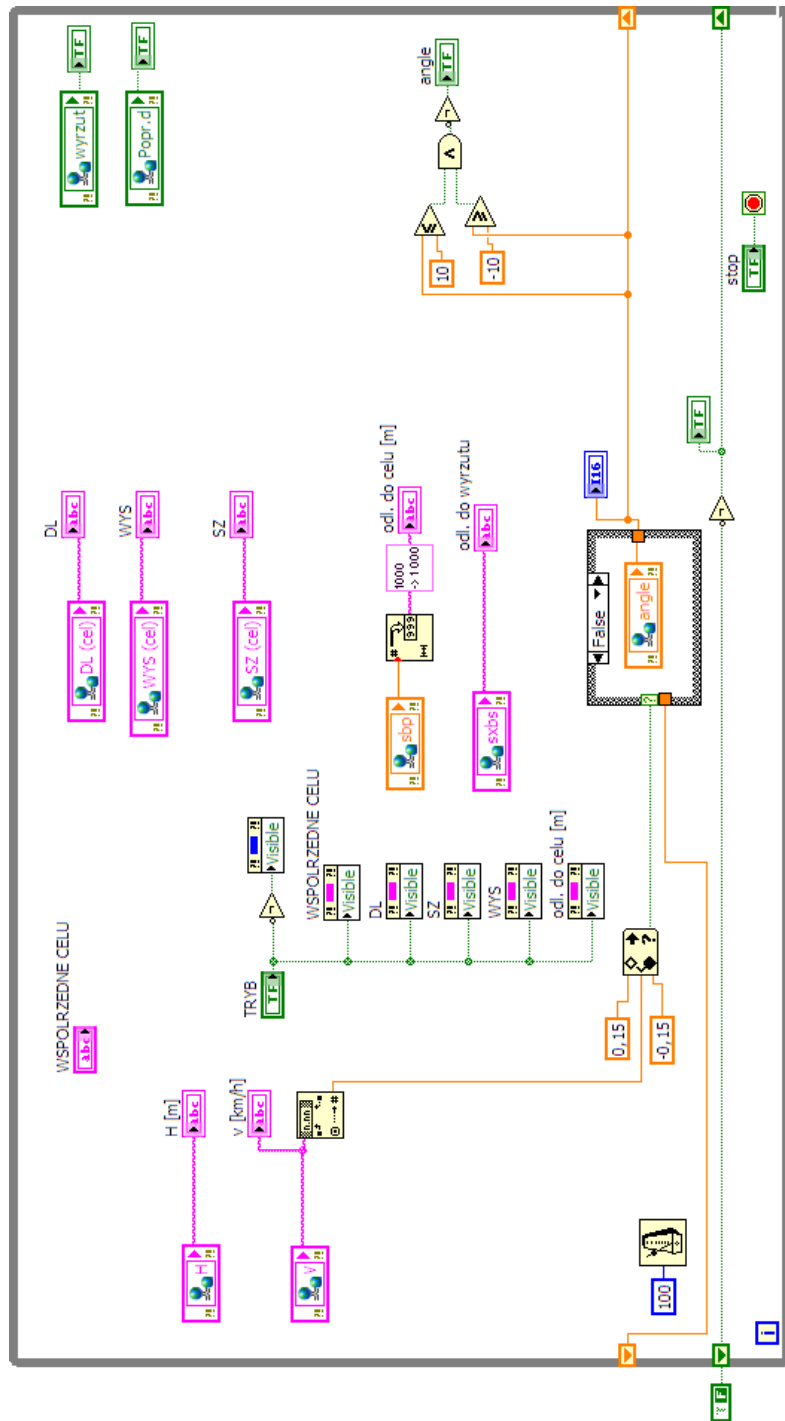
W pierwszej testowanej wersji systemu diody sygnalizacyjne umożliwiały pilotowi ręczne wyzwolenie kapsuły w odpowiednim momencie, w drugiej wersji (wyrzut automatyczny) pełniły funkcję informacyjną.



A

B

Rys. 7.32. Widok aplikacji panelu pilota (A – tryb umożliwiający obserwację kąta nalotu, B – tryb umożliwiający dostęp do informacji dotyczących współrzędnych pożaru). W lewym dolnym rogu widoczny przełącznik trybów. Zaznaczono wskaźnik informujący o odchyleniu od właściwego toru o kąt przekraczający 10 stopni



Rys. 7.33. Diagram aplikacji panelu pilota

8. Analiza prób doświadczalnych

8.1. Badania – pierwszy etap

W celu weryfikacji doświadczalnej modeli teoretycznych lotu kapsuły wodnej oraz rozprzestrzeniania się chmury aerozolu wodnego wykonano szereg prób – kapsuła wodna została podczepiona do śmigłowca i wykonano serię zrzutów:

- Lot 1 – zrzut z lotu poziomego – prędkość około 50 km/h, wysokość zrzutu 92 m;
- Lot 2 – zrzut z lotu poziomego – prędkość około 36 km/h, wysokość zrzutu 169 m;
- Lot 3 – zrzut z zawisu, wysokość zrzutu 75 m;
- Lot 4 – zrzut z zawisu, wysokość zrzutu 114 m;
- Lot 5 – zrzut z zawisu, wysokość zrzutu 160 m;
- Lot 6 – zrzut z zawisu, wysokość zrzutu 99 m.

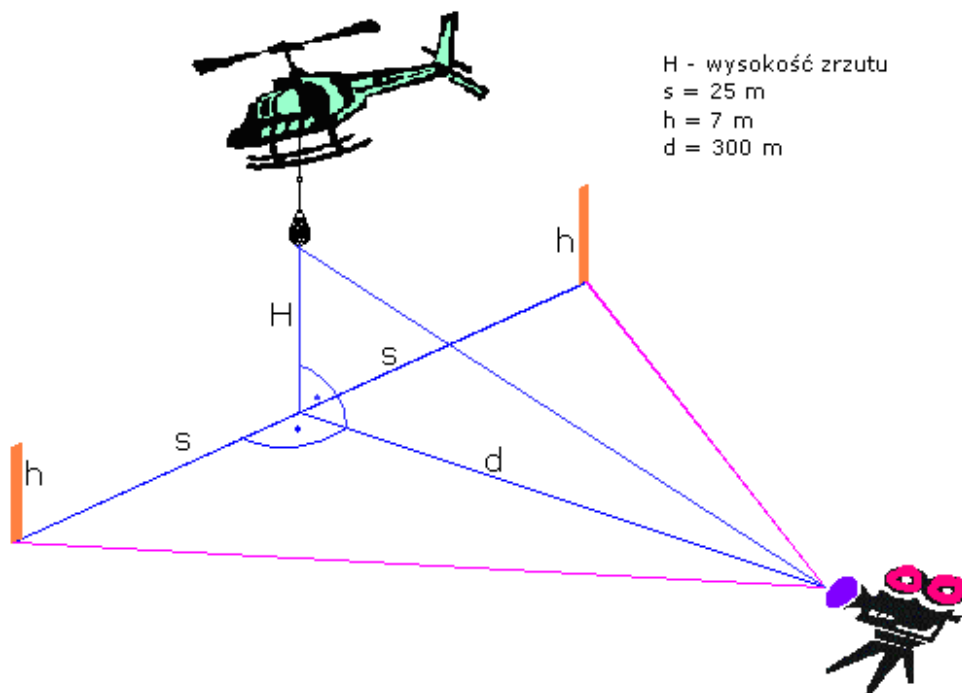
Każda z sześciu prób polegała na wyniesieniu w powietrze przez śmigłowca kapsuły wodnej, a następnie uwolnieniu jej. W doświadczeniach użyto kapsuł wodnych o wadze 1500 kg, w których umieszczony był ładunek wybuchowy w konfiguracji cylindrycznej – Emulinit (Emulsyjny MW Emulinit 2), energia wybuchu: 10,8 MJ. Próby przeprowadzone zostały przy użyciu śmigłowca Sokół. Każda kapsuła wyposażona była w mały spadochron, w celu zwiększenia współczynnika oporu aerodynamicznego, a w konsekwencji zapobiegnięcia niekontrolowanemu obracaniu się jej podczas spadku.

Próby zostały zarejestrowane przez szybką kamerę: 250 zdjęć na sekundę (kamera Photron Ultima 1024). Uzyskane filmy poddane zostały analizie polegającej na wyznaczeniu położenia kapsuły w funkcji czasu dla dwuwymiarowego układu współrzędnych dwoma niezależnymi metodami. Wykorzystano do tego celu program Viana (Automatise VIdeoANALyse 3.64 ohneLog, autor Thomas Kersting – Universität Essen, Didaktik der Physik), przy pomocy którego przeglądane były poszczególne klatki filmów i ustalana pozycja kapsuły w zdefiniowanym układzie współrzędnych. Druga metoda polegała na przeglądaniu wyszczególnionych klatek filmu i ustalaniu pikselowego położenia kapsuły – każde zdjęcie to bitmapa/tablica o rozmiarze 1024x1024. Obydwa z wymienionych sposobów dały zbliżone wyniki, jednakże drugi z nich okazał się znacznie dokładniejszy, a w związku z tym na bazie tych wyników dokonywane były wszelkie dalsze analizy. Dokładność tego sposobu to 1 piksel (dokładność odczytu położenia kapsuły), czemu odpowiada odległość około 18 cm. Błąd odczytu położenia ustalono na +/- 5 m, natomiast błąd wyznaczenia czasu to +/- 0,004 s (kamera pracująca z częstotliwością 250 fps). Przykładowa seria wyników – ustalenia położenia kapsuły w funkcji czasu przedstawiona jest w tabeli 8.1.

Celem analizy zgromadzonych danych było wyznaczenie:

- prędkości kapsuły (v_x, v_z, v);
- przyspieszenia kapsuły (a_x, a_z, a);
- współczynnika poziomego oporu aerodynamicznego kapsuły - b (składowej poziomej współczynnika oporu aerodynamicznego);
- współczynnika pionowego oporu aerodynamicznego kapsuły - k (składowej pionowej współczynnika oporu aerodynamicznego).

Aby wyznaczyć zależność współrzędnej pionowej położenia kapsuły od czasu lotu aproksymowano dane doświadczalne wielomianem stopnia trzeciego metodą najmniejszych kwadratów. Ustalenie prędkości kapsuły polegało na wyznaczeniu pochodnej funkcji położenia w danym punkcie – uzyskane zostało równanie prędkości w funkcji czasu.



H - wysokość zrzutu
s = 25 m
h = 7 m
d = 300 m

Rys. 8.1. Schematyczny widok stanowiska badań

Tabela 8.1. Przykładowy arkusz uzyskany z analizy lotu kapsuły wodnej. Na poszczególnych klatkach filmu wyznaczone zostało położenie wybranego punktu kapsuły wodnej (w pikselach), a następnie ustalono odpowiadające mu współrzędne metryczne względem miejsca upadku kapsuły

klatka	czas [s]	położenie [piksele]	wysokość nad ziemią [m]
40	0,000	971	113,6
50	0,040	971	113,6
60	0,080	971	113,6
70	0,120	971	113,6
80	0,160	971	113,6
90	0,200	971	113,6
100	0,240	971	113,6
110	0,280	971	113,6
120	0,320	971	113,6
130	0,360	971	113,6
140	0,400	970	113,5
150	0,440	969	113,3
160	0,480	968	113,1
170	0,520	967	112,9

Analogicznie postępowanie doprowadziło do wyznaczenia równań określających przyspieszenie kapsuły. Ten etap analizy danych przedstawić można następującymi równaniami:

$$\begin{cases} z(t) = a_1 \cdot t^3 + b_1 \cdot t^2 + c_1 \cdot t + d_1 \\ v_z(t) = 3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1 \\ a_z(t) = 6 \cdot a_1 \cdot t + 2 \cdot b_1 \end{cases} \quad (8.1)$$

Teoretycznie wartości współczynników równań (8.1) wynoszą:

$$\begin{cases} z(0) = H \\ v_z(0) = 0 \\ a_z(0) = g \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} d_1 = H \\ c_1 = 0 \\ b_1 = -\frac{g}{2} \end{cases}, \quad (8.2)$$

gdzie H – wysokość zrzutu kapsuły [m], g – wartość przyspieszenia ziemskiego ustalona jako średnia w obszarze zrzutu kapsuły, które można oszacować na podstawie równania [26,53]:

$$g_\phi \approx 9,780318 \cdot (1 + 0,0053024 \sin^2 \phi - 0,0000058 \sin^2 2\phi) - 3,086 \cdot 10^{-6} \cdot h, \quad (8.3)$$

w którym h – wysokość na poziomem morza [m] oraz ϕ – szerokość geograficzna miejsca, w którym wyznaczona jest wartość g_ϕ . W dalszej części pracy przyjęto: $g = 9,812 \text{ m/s}^2$.

Ujemna wartość współczynnika b_1 wynika z przyjęcia układu współrzędnych jak na rys. 6.1 i 6.2 (zwrot \mathbf{g} przeciwnie do zwrotu osi z).

Analiza danych dotyczących składowej poziomej położenia w funkcji czasu polegała na wyznaczeniu aproksymującej funkcji wielomianowej (metoda najmniejszych kwadratów), a następnie wyznaczeniu równania prędkości (pochodna funkcji położenia kapsuły względem czasu):

$$\begin{cases} x(t) = a_2 \cdot t^3 + b_2 \cdot t^2 + c_2 \cdot t + d_2 \\ v_x(t) = 3 \cdot a_2 \cdot t^2 + 2 \cdot b_2 \cdot t + c_2 \\ a_x(t) = 6 \cdot a_2 \cdot t + 2 \cdot b_2 \end{cases}. \quad (8.4)$$

Wyznaczenie wartości składowej pionowej współczynnika oporu aerodynamicznego k zostało wykonane w oparciu o równania opisujące lot kapsuły – rozdział 6.2. Równanie opisujące składową pionową położenia kapsuły od czasu lotu to:

$$m \cdot \mathbf{a}_z = m \cdot \mathbf{g} + k \cdot |\mathbf{v}| \cdot \mathbf{v}_z. \quad (8.5)$$

Ze względu na przyjęcie układu współrzędnych przedstawionego na rys. 6.2, równanie (8.5) w notacji skalarnej zostało przekształcone do postaci, która uwzględnia następujące zależności:

$$\begin{cases} v_z < 0 \\ a_z < 0, \\ g < 0 \end{cases}, \quad (8.6)$$

a następnie na tej podstawie uzyskano ostateczną postać równania, które posłużyło do wyznaczenia wartości współczynnika k :

$$k = \frac{m(-|a_z| + |g|)}{\sqrt{v_x^2 + v_z^2} \cdot |v_z|}. \quad (8.7)$$

Po uwzględnieniu równań aproksymujących (8.1) i (8.4) powyższa zależność wygląda następująco:

$$k(t) = \frac{m(-|6 \cdot a_1 \cdot t + 2 \cdot b_1| + |g|)}{\sqrt{(3 \cdot a_2 \cdot t^2 + 2 \cdot b_2 \cdot t + c_2)^2 + (3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1)^2} \cdot |3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1|}. \quad (8.8)$$

W przypadku analizy lotów, w których nie występuje przemieszczanie kapsuły w kierunku poziomym - $v_x = 0$ m/s (kapsuła uwolniona z zawisu śmigłowca), równanie (8.7) przyjmuje postać:

$$k = \frac{m(-|a_z| + |g|)}{v_z^2}, \quad (8.9)$$

oraz:

$$k(t) = \frac{m(-|6 \cdot a_1 \cdot t + 2 \cdot b_1| + |g|)}{(3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1)^2}. \quad (8.10)$$

Wyznaczenie wartości składowej poziomej współczynnika oporu aerodynamicznego b zostało wykonane w oparciu o następujące równanie (rozdział 6.2):

$$m \cdot \mathbf{a}_x = -b \cdot |\mathbf{v}| \cdot \mathbf{v}_x. \quad (8.11)$$

Przy uwzględnieniu wartości v_x i a_x wynikających z przyjęcia układu współrzędnych przedstawionego na rys. 6.2:

$$\begin{cases} v_x > 0 \\ a_x < 0 \end{cases}, \quad (8.12)$$

równanie (8.11) można przedstawić w następujący sposób:

$$b = \frac{m \cdot |a_x|}{v_x \sqrt{v_x^2 + v_z^2}}. \quad (8.13)$$

Uwzględniając równania aproksymacji (8.1) i (8.4) otrzymuje się:

$$b = \frac{m \cdot |6 \cdot a_2 \cdot t + 2 \cdot b_2|}{(3 \cdot a_2 \cdot t^2 + 2 \cdot b_2 \cdot t + c_2) \sqrt{(3 \cdot a_2 \cdot t^2 + 2 \cdot b_2 \cdot t + c_2)^2 + (3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1)^2}}. \quad (8.14)$$

Równania pozwalające wyznaczyć wartości współczynników b i k nie uwzględniają występowania wiatrów poziomych i pionowych (patrz równania 6.12 z rozdziału 6.2): $v_1 = v_2 = 0$.

Próba Lot 2 polegała na wyniesieniu przez śmigłowca kapsuły wodnej na wysokość 169 m i uwolnieniu jej przy locie poziomym z prędkością około 36 km/h. Na rys. 8.2 przedstawiony jest jej tor lotu. W rzeczywistości kapsuła przelatywała z prawej strony w lewą, lecz ze względu na przyjęty układ współrzędnych, który przedstawiony jest na rys.

6.2, przeliczone zostało jej położenie w taki sposób, aby było zgodne z przyjętą konwencją. Wybór kierunku lotu zależał od decyzji pilotów i był jednoznacznie związany z kierunkiem wiejącego wiatru – lot odbywał się „pod wiatr”.

Równanie funkcji aproksymującej współrzędną pionową położenia kapsuły wodnej w funkcji czasu lotu to:

$$z(t) = 0,004t^3 - 4,8t^2 - 0,004t + 169. \quad (8.15)$$

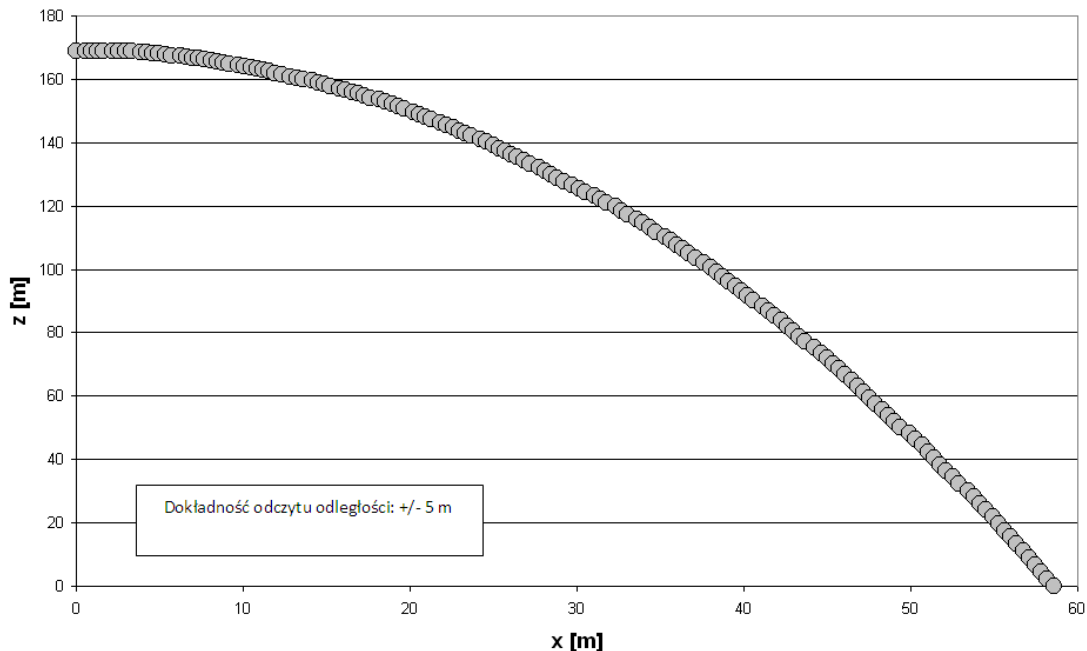
Funkcja ta doskonale dopasowuje się do punktów doświadczalnych: wartość współczynnika R^2 wynosi 1 (wartość R^2 to wartość z zakresu od 0 do 1, która wskazuje, jak bliskie rzeczywistym wartościom są wartości szacowane dla linii trendu. Linia trendu jest najbardziej wiarygodna, jeśli wartość R^2 jest bliska bądź równa 1; wartość R^2 nazywana jest również współczynnikiem determinacji). Wartość współczynnika R^2 , w całym rozdziale 8, obliczana jest według następującego wzoru [64]:

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST}, \quad (8.16)$$

gdzie:

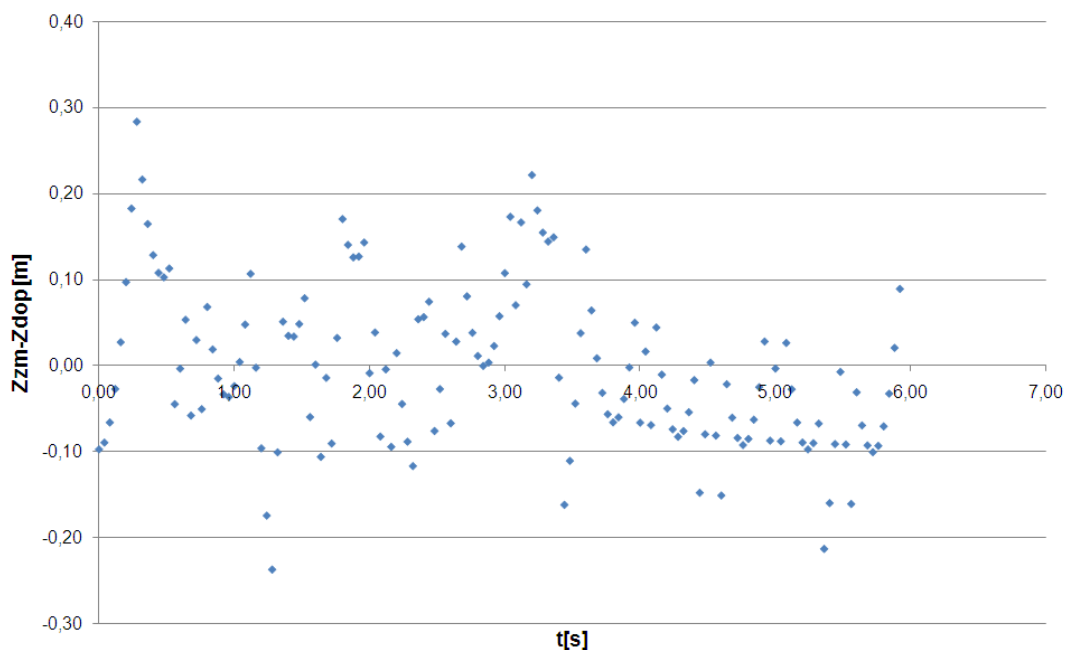
$$SSE = \sum (y_j - \hat{Y}_j)^2, \quad (8.17)$$

$$SST = \left(\sum Y_j^2 \right) - \frac{\left(\sum Y_j \right)^2}{n}. \quad (8.18)$$



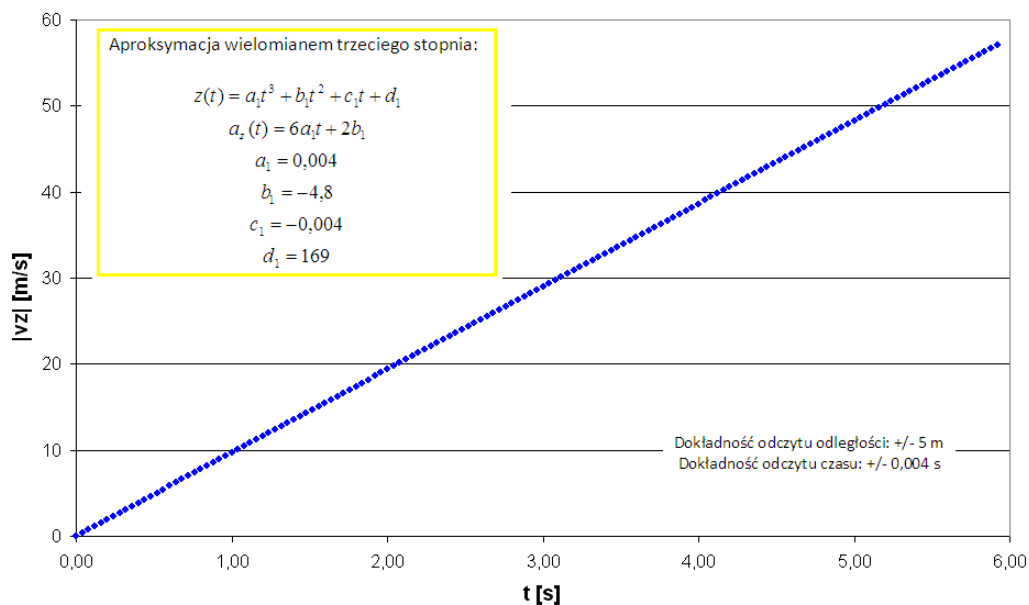
Rys. 8.2. Trajektoria lotu kapsuły wodnej dla próby Lot 2

Rysunek 8.3 przedstawia różnicę między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} (8.15) w funkcji czasu lotu. Jak widać różnica nie przekracza wartości 0,3 metra podczas całego lotu.

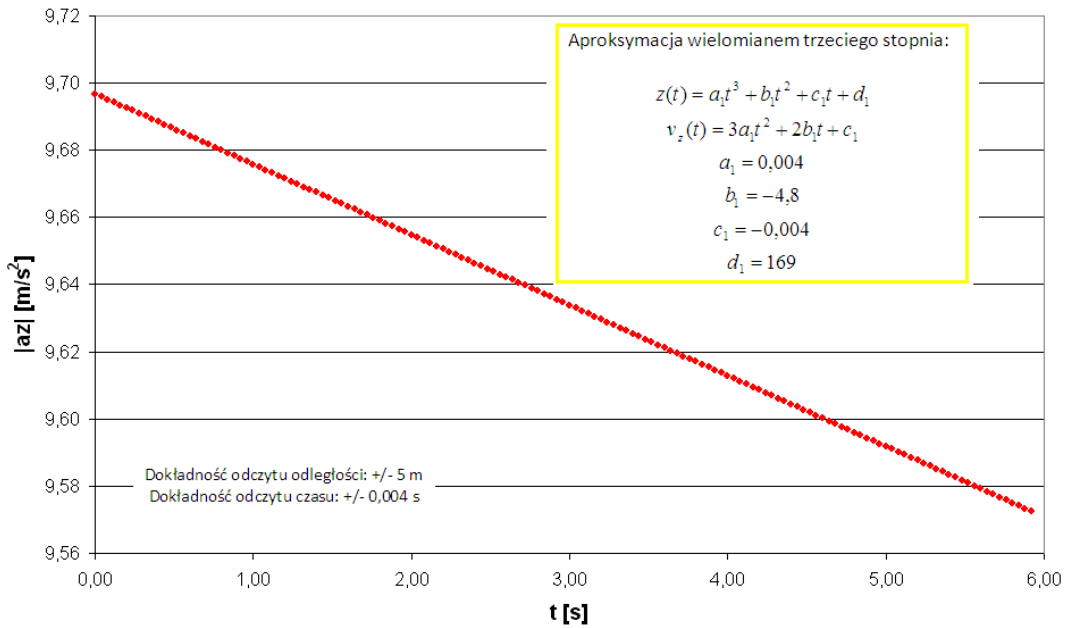


Rys. 8.3. Różnica między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} w funkcji czasu lotu (Lot 2)

Prędkość pionowa kapsuły, dla próby Lot 2, przyjmuje wartości od 0 do około 57 m/s. Pomimo, iż równanie prędkości $v_z(t)$ jest funkcją kwadratową, to fragment tego wykresu w przedziale czasu, w którym odbywał się lot kapsuły, wydaje się być funkcją liniową. Odchyłki od tego rodzaju równania ujawniają się dopiero na wykresie zależności przyspieszenia pionowego kapsuły od czasu $a_z(t)$. Wykres prędkości $v_z(t)$ przedstawiony jest na rys. 8.4.



Rys. 8.4. Zależność składowej pionowej prędkości kapsuły w funkcji czasu lotu (Lot 2). Równanie $v_z(t)$ jest funkcją kwadratową, która powstała przez aproksymację wielomianem stopnia trzeciego zależności doświadczalnych $z(t)$



Rys. 8.5. Zależność składowej pionowej przyspieszenia kapsuły w funkcji czasu lotu (Lot 2). Równanie $a_z(t)$ jest funkcją liniową, która powstała przez aproksymację wielomianem stopnia trzeciego zależności doświadczalnych $z(t)$

Współczynnik oporu aerodynamicznego k , dla próby Lot 2, został wyznaczony na podstawie równania (8.7). Jego wartość została obliczona w taki sposób, aby obie strony równania (8.5) były sobie równe – jest to, z matematycznego punktu widzenia, zwykły współczynnik proporcjonalności. Jak wynika z równania (8.7), wartość współczynnika k jest największa dla początkowych chwil lotu kapsuły, albowiem v_z osiąga najmniejszą wartość. Teoretycznie rzecz biorąc, w przypadku gdy $v_x = 0$ m/s oraz $v_z = 0$ m/s (moment uwolnienia kapsuły przy zawisie śmigłowca) otrzymuje się:

$$\lim_{v_z \rightarrow 0^+} k(v_z, a_z) = \lim_{v_z \rightarrow 0^+} \frac{m(-|a_z| + g)}{v_z^2}. \quad (8.19)$$

Wynikiem powyższej granicy jest symbol nieoznaczony $\left[\frac{0^+}{0^+} \right]$.

Rozważając nieskończenie długi czas spadku kapsuły otrzymuje się stałą wartość współczynnika k :

$$\lim_{t \rightarrow +\infty} k(t) = \lim_{t \rightarrow +\infty} \frac{m(-|a_z| + g)}{v_z^2} = \left\langle \begin{array}{l} a_z \rightarrow 0 \\ v_z = const. \end{array} \right\rangle = \frac{m \cdot g}{v_z^2} = const. \quad (8.20)$$

Dla aproksymacji danych doświadczalnych do krzywej postaci:

$$z(t) = a_1 \cdot t^3 + b_1 \cdot t^2 + c_1 \cdot t + d_1 \quad (8.20b)$$

(na tej podstawie opracowywane były wyniki doświadczeń – równanie (8.20)) można dokonać analogicznych czynności w celach porównawczych. Odpowiednikiem równania (8.19) jest:

$$\lim_{t \rightarrow 0^+} k(t) = \lim_{t \rightarrow 0^+} \frac{m(-|6 \cdot a_1 \cdot t + 2 \cdot b_1| + |g|)}{\sqrt{v_x^2 + (3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1)^2} \cdot |3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1|} = \frac{m(-2|b_1| + |g|)}{\sqrt{v_x^2 + (c_1)^2} \cdot |c_1|}, \quad (8.21)$$

które to dla następujących założeń: $v_x = 0$, $c_1 = 0$ oraz $b_1 = g/2$ (patrz (8.2)), przyjmuje postać

$$\lim_{t \rightarrow 0^+} k(t) = \lim_{t \rightarrow 0^+} \frac{m\left(-2\left|\frac{g}{2}\right| + |g|\right)}{\sqrt{v_x^2 + (c_1)^2} \cdot |c_1|}. \quad (8.22)$$

Wynikiem powyższej granicy jest symbol nieoznaczony $\left[\begin{array}{c} 0^+ \\ 0^+ \end{array} \right]$.

Postępując analogicznie jak w równaniu (8.20) uzyskuje się:

$$\lim_{t \rightarrow +\infty} k(t) = \lim_{t \rightarrow +\infty} \frac{m(-|6 \cdot a_1 \cdot t + 2 \cdot b_1| + |g|)}{\sqrt{v_x^2 + (3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1)^2} \cdot |3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1|} = 0^+ = const. \quad (8.23)$$

Porównanie wyników uzyskanych w (8.19) i (8.22) oraz (8.20) i (8.23) świadczy o wybraniu prawidłowej funkcji aproksymującej dane doświadczalne, choć teoretycznie może istnieć funkcja która spełni oba prezentowane kryteria. Występująca rozbieżność w (8.20) i (8.23) jest dopuszczalna z dwóch powodów: obie funkcje maleją do stałej wartości oraz rozpatrywany przedział czasu $t \rightarrow +\infty$ nie będzie w praktyce rozpatrywany.

Funkcja $k(t)$ maleje do wartości wynoszącej około 0,109 kg/m w rozpatrywanym przedziale czasu co zostało przewidziane w równaniach (8.20) i (8.23).

Analizując składową poziomą położenia kapsuły w próbie Lot 2 zauważono, że ruch odbywa się ze stałą prędkością – w tych samych przedziałach czasu kapsuła pokonywała te same (zbliżone) odległości. W związku z powyższym dokonana została aproksymacja danych doświadczalnych do funkcji liniowej (współczynniki a_2 i b_2 równań 8.4 równe zero):

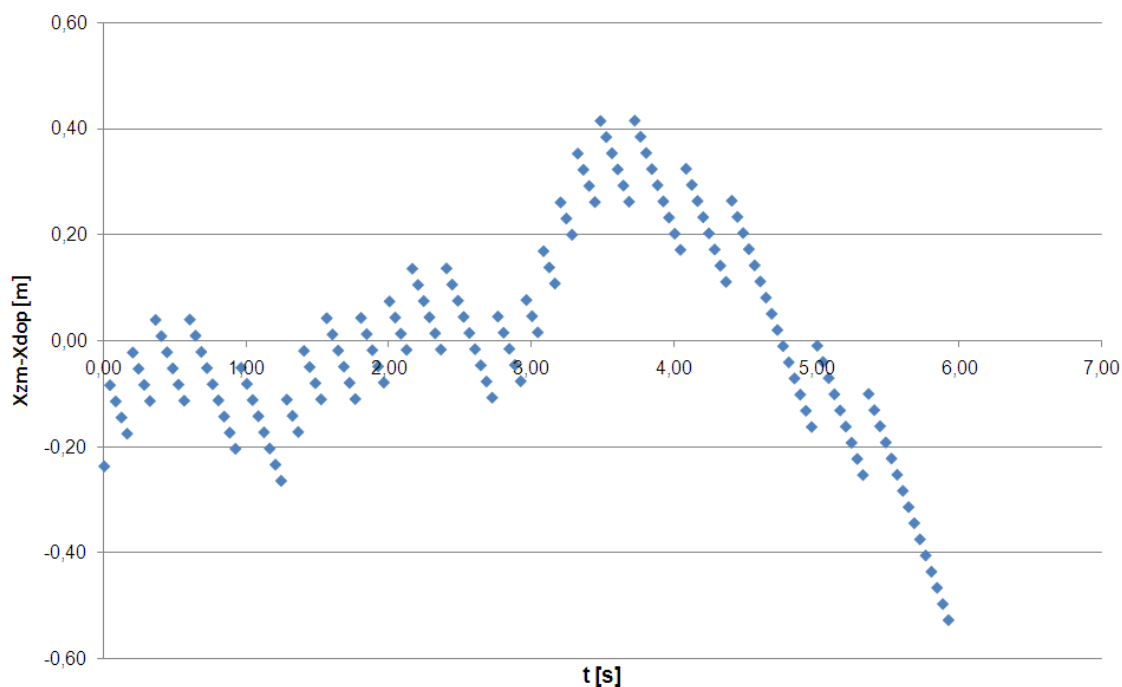
$$x(t) = 9,9 \cdot t + 0,24. \quad (8.24)$$

Wartość współczynnika R^2 wynosi 0,9999 co świadczy o bardzo dobrym dopasowaniu krzywej.

Rysunek 8.6 przedstawia różnicę między wartością współrzędnej poziomej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych x_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania x_{dop} (8.24) w funkcji czasu lotu. Jak widać różnica nie przekracza wartości 0,6 metra podczas całego lotu.

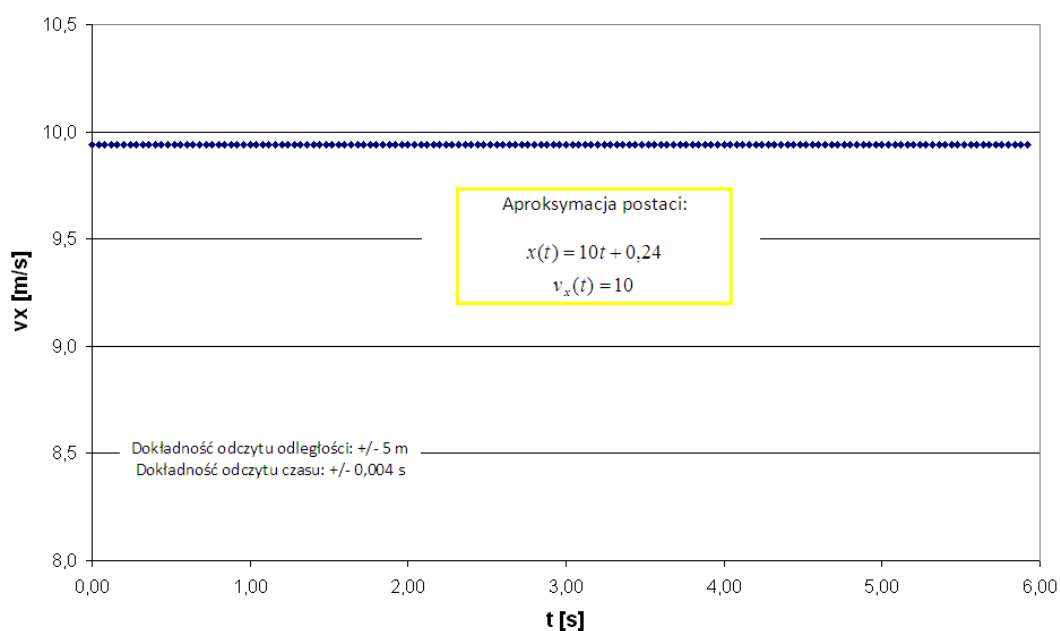
Ze względu na dokładność odczytu długości wynoszącą +/- 5 m, rzeczywiste wyniki mogą nieco odbiegać od tych, które uzyskano w tej pracy. Lot 2 odbywał się z prędkością poziomą wynoszącą około 36 km/h (10 m/s) – wskazania prędkościomierza w śmigłowcu.

Ponieważ przyspieszenie poziome w próbie Lot 2 wynosi zero, to na podstawie (8.13) wartość współczynnika oporu aerodynamicznego w kierunku poziomym również wynosi zero.



Rys. 8.6. Różnica między wartością współrzędnej poziomej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych x_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania x_{dop} w funkcji czasu lotu

Wynik ten odbiega na pewno od rzeczywistości, a powodem nie wykrycia przyspieszenia kapsuły jest na pewno wielkość błędu pomiarowego. W przypadku gdyby śmigłowiec leciał z większą prędkością poziomą możliwe byłoby zarejestrowanie niezerowego przyspieszenia kapsuły pomimo zastosowania takiej samej metody pomiarowej. Dla dużych prędkości kapsuły wystąpiłaby znacznie większa siła oporu, która powinna dać wyraźną zmianę przyspieszenia, a zarazem różny od zera współczynnik oporu kapsuły b .

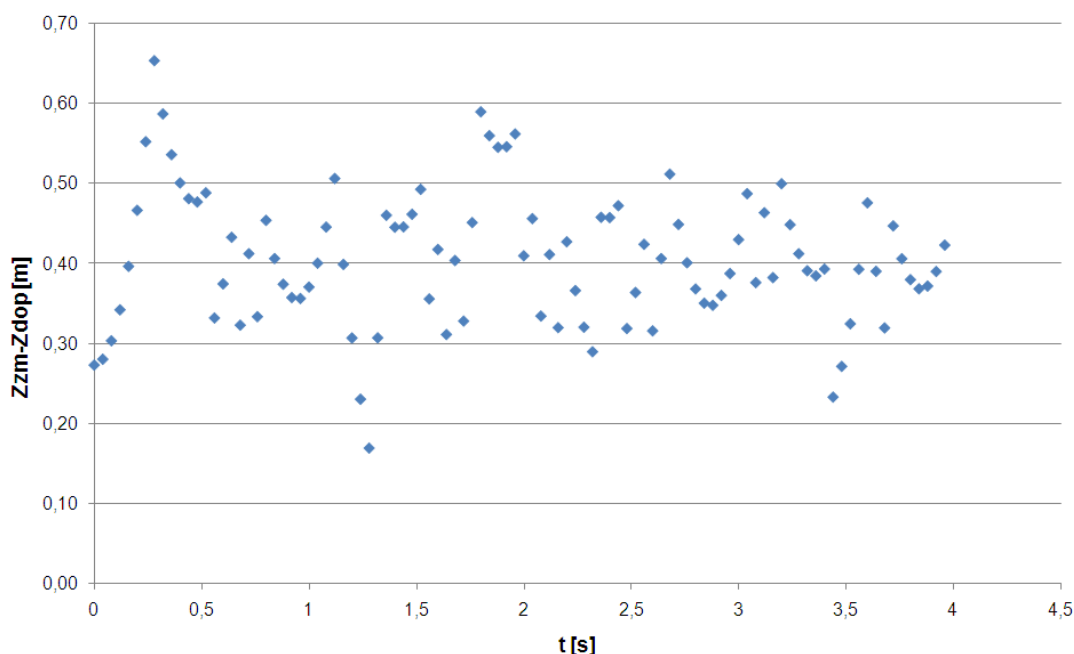


Rys. 8.7. Prędkość pozioma w poszczególnych chwilach lotu kapsuły dla próby Lot 2

Próba Lot 3 polegała na uwolnieniu kapsuły z zawisu śmigłowca z wysokości około 75 m. Całkowity czas spadku to 3,960 s. Analiza zgromadzonych wyników polegała na aproksymacji danych doświadczalnych wielomianem stopnia trzeciego ($z(t)$), a następnie, korzystając z tego równania, wyznaczone zostały zależności $v_z(t)$ oraz $a_z(t)$ (równania (8.1)). Współczynnik oporu aerodynamicznego k wyznaczony został na podstawie równania (8.10). Równanie funkcji aproksymującej to:

$$z(t) = 0,024t^3 - 4,9t^2 + 0,013t + 75. \quad (8.25)$$

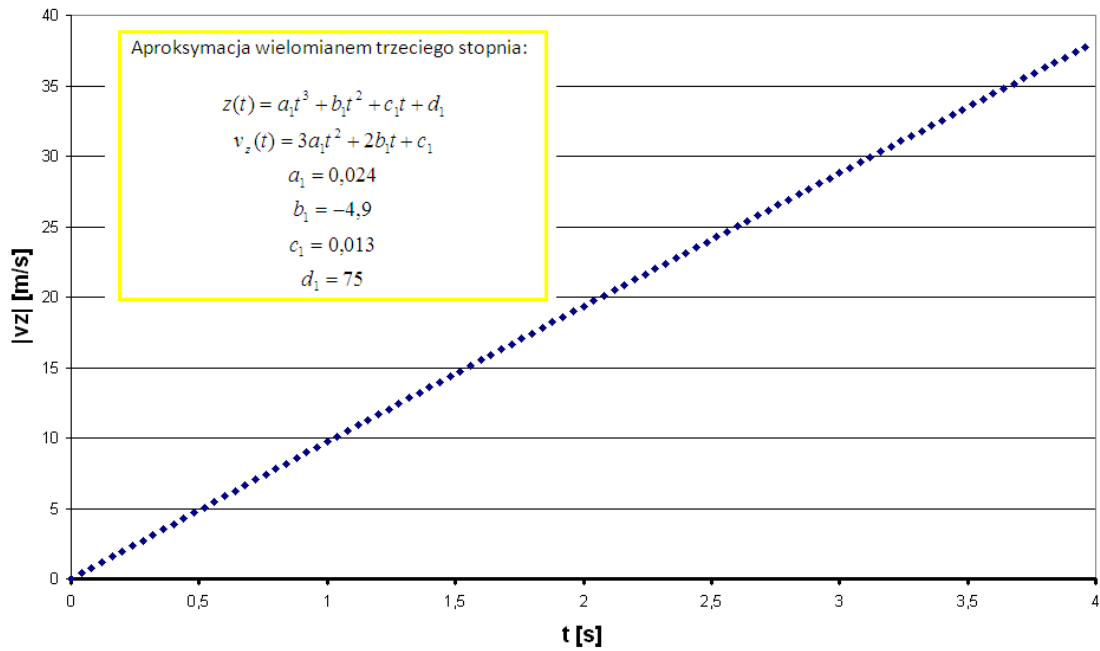
Wartość współczynnika R^2 dopasowania wielomianu wynosi 1. Na rys. 8.8 przedstawiono różnicę między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} w funkcji czasu lotu.



Rys. 8.8. Różnica między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} (8.25) w funkcji czasu lotu (Lot 3)

Wykres obrazujący prędkość kapsuły, podczas próby Lot 3, przedstawiony jest na rys. 8.9. Uzyskane prędkości są porównywalne z tymi, które osiągała kapsuła w próbie Lot 2. Różnica, dla czasu 3,960 s (chwila upadku kapsuły – Lot 3), wynosi około 1,5 m/s.

W próbie Lot 3 zanotowano przewidywalną zależność przyspieszenia od czasu lotu (analogiczną z Lot 2), która przedstawiona jest na rys. 8.10. Jediną godną uwagi różnicą jest wartość przyspieszenia, którą uzyskano dla pierwszego pomiaru. Wartość ta jest większa od przyspieszenia ziemskiego (przyjęto $g = 9,812 \text{ m/s}^2$ - wzór (8.3)). Na rys. 8.10 przedstawiona jest linia (różowa), która ukazuje wartość przyspieszenia ziemskiego. W zasadzie cały obszar spadku kapsuły znajduje się poniżej tej linii.



Rys. 8.9. Zależność prędkości kapsuły w funkcji czasu lotu (Lot 3). Równanie $v_z(t)$ jest funkcją kwadratową, która powstała przez aproksymację wielomianem stopnia trzeciego zależności doświadczalnych $z(t)$

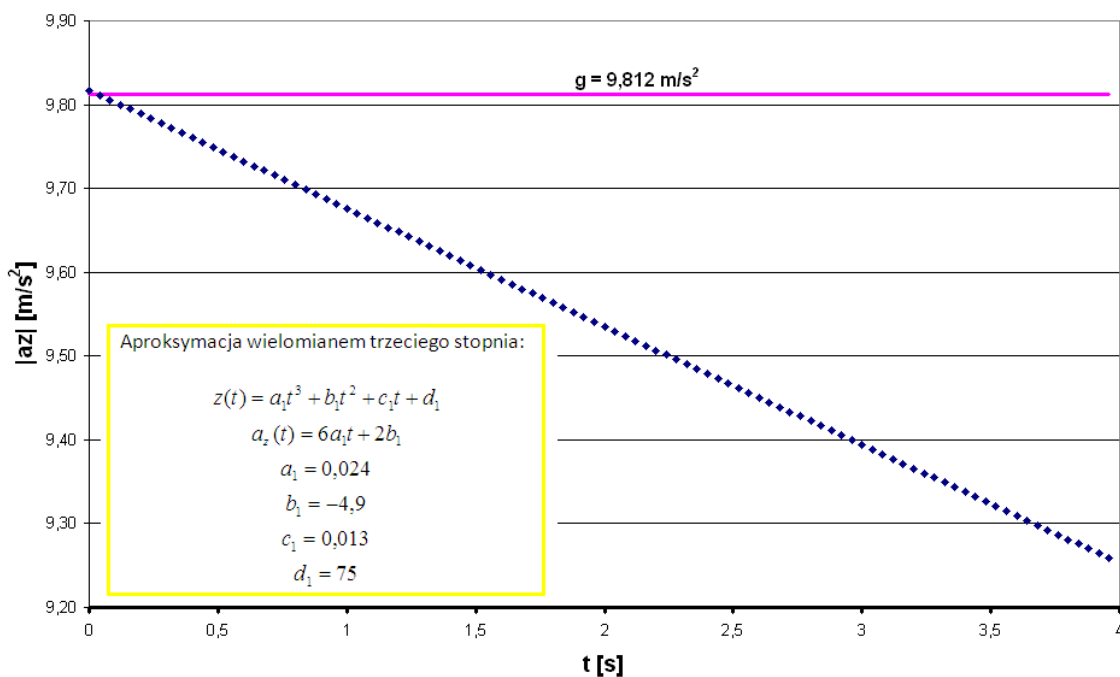
Współczynnik oporu aerodynamicznego k , dla próby Lot 3, obliczony został na podstawie równania (8.8). Jego wartości są porównywalne z wynikami uzyskanymi z opisanym poprzednio doświadczeniem Lot 2. Jedyna różnica to konsekwencja zanotowania większej od teoretycznej ($g = 9,812 \text{ m/s}^2$) wartości przyspieszenia kapsuły w początkowych chwilach spadku.

Objawia się ona poprzez ujemną wartość współczynnika oporu, co ukazane jest we wzorach (8.27) i (8.28). Na podstawie (8.9) dla

$$|a_z| > |g|, \quad (8.26)$$

otrzymuje się:

$$k = \frac{m(-|a_z| + |g|)}{v_z^2} < 0. \quad (8.27)$$



Rys. 8.10. Zależność przyspieszenia kapsuły w funkcji czasu lotu (Lot 3). Równanie $a_z(t)$ jest funkcją liniową, która powstała przez aproksymację wielomianem stopnia trzeciego zależności doświadczalnych $z(t)$

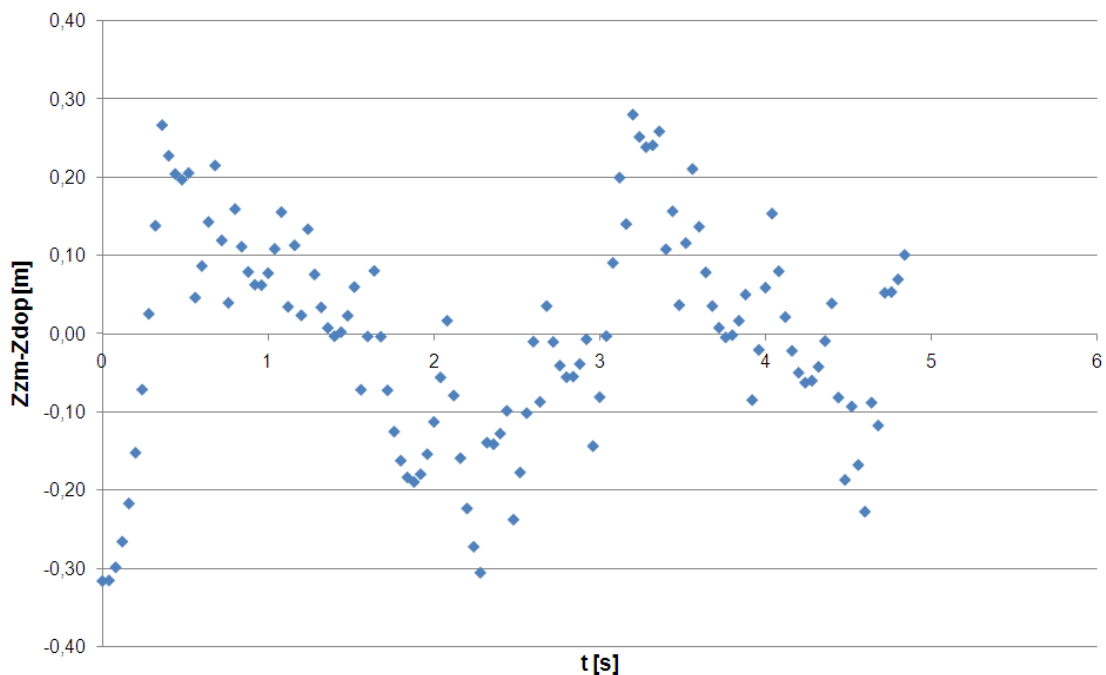
Próba Lot 4 polegała na uwolnieniu kapsuły z zawisu śmigłowca z wysokości około 114 m. Całkowity czas spadku to 4,840 s. Opracowanie wyników polegało na aproksymacji danych doświadczalnych wielomianem stopnia trzeciego ($z(t)$), a następnie, korzystając z tego równania, wyznaczone zostały zależności $v_z(t)$ oraz $a_z(t)$ (równania (8.1)). Współczynnik oporu aerodynamicznego k wyznaczony został na podstawie równania (8.10). Równanie funkcji aproksymującej to:

$$z(t) = 0,019t^3 - 4,9t^2 + 0,18t + 114. \quad (8.28)$$

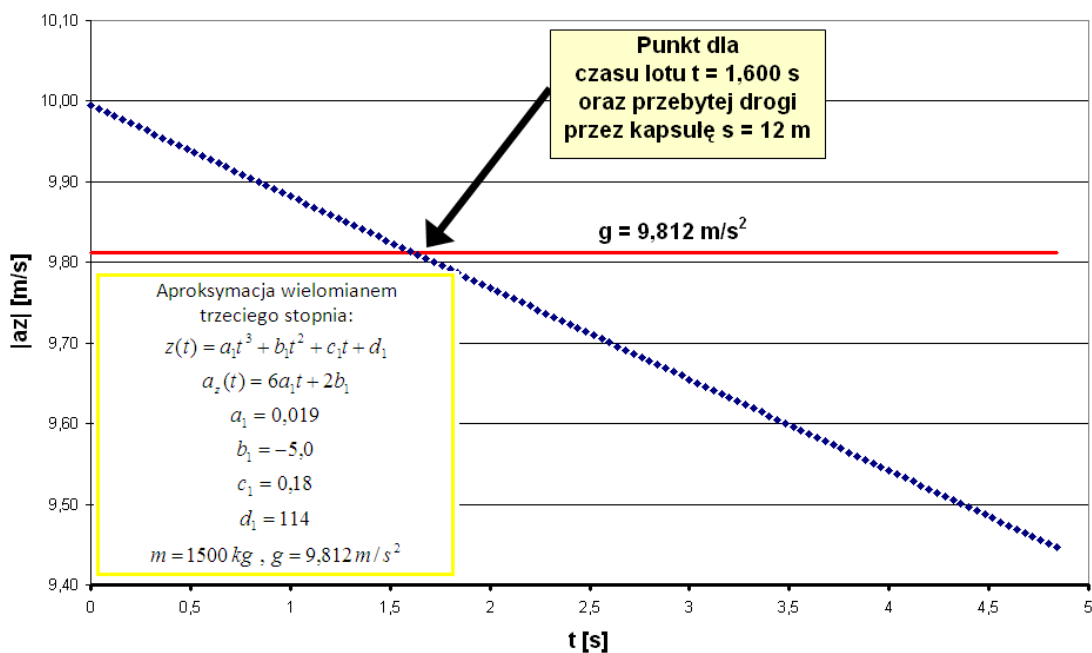
Wartość współczynnika R^2 dopasowania wielomianu uzyskano na bardzo wysokim poziomie: 1. Rysunek 8.11 przedstawia różnicę między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} (8.28) w funkcji czasu lotu.

Próba Lot 4 charakteryzowała się tym, iż pierwsze 1,6 s lotu kapsuły odbywało się z przyspieszeniem większym od grawitacyjnego ($g = 9,812 \text{ m/s}^2$ - wzór (8.3)). Przypada to na początkowe 12 m lotu. Tego typu zjawisko zostało zaobserwowane w próbie Lot 3, lecz tam wartości przyspieszenia były większe od ziemskiego o jedynie $0,005 \text{ m/s}^2$, natomiast w tym przypadku jest to nawet $0,183 \text{ m/s}^2$. Przyczyny różnic są przedstawione w dalszej części pracy.

Wykres przedstawiający zależność przyspieszenia od czasu $a_z(t)$ przedstawiony jest na rys. 8.12. Przedstawiona jest tu linia (linia czerwona) ponad którą znajduje się strefa większego od ziemskiego przyspieszenia kapsuły.



Rys. 8.11. Różnica między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} w funkcji czasu lotu (Lot 4)



Rys. 8.12. Zależność przyspieszenia kapsuły w funkcji czasu lotu (Lot 4). Równanie $a_z(t)$ jest funkcją liniową, która powstała przez aproksymację wielomianem stopnia trzeciego zależności doświadczalnych $z(t)$

Współczynnik oporu aerodynamicznego k , dla próby Lot 4, obliczony został na podstawie równania 8.8. W obszarze gdzie przyspieszenie kapsuły jest mniejsze od ziemskiego, wartości k są porównywalne z tymi, które uzyskiwane były w innych próbach. Dla czasu lotu $t = 3,080$ s uzyskiwane były następujące wyniki: $v_z = 30,07$ m/s i $k = 0,28$ kg/m dla próby Lot 4, $v_z = 29,55$ m/s i $k = 0,74$ kg/m dla próby Lot 3, $v_z = 29,76$ m/s i $k = 0,29$ kg/m dla próby Lot 2 oraz $v_z = 29,47$ m/s i $k = 0,82$ kg/m dla próby Lot 6. Różnice te (dotyczące k) są największe

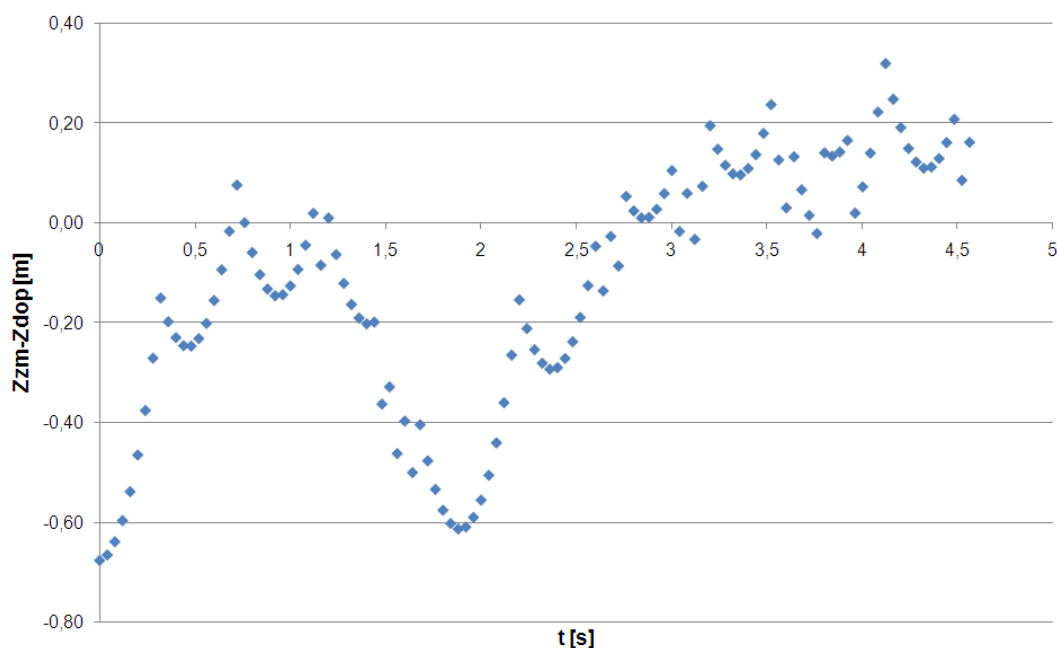
dla początkowych chwil spadku kapsuły i stopniowo maleją wraz z upływem czasu lotu – proporcjonalnie do wartości przyspieszenia kapsuły. Zgodnie z równaniami (8.20) czy (8.23) współczynnik k dąży do stałej wartości, co potwierdza się dla wszystkich prób.

Próba Lot 6 polegała na uwolnieniu kapsuły z zawisu śmigłowca z wysokości około 99 m. Całkowity czas spadku to 4,560 s. Opracowanie wyników polegało na aproksymacji danych doświadczalnych wielomianem stopnia trzeciego ($z(t)$), a następnie, korzystając z tego równania, wyznaczone zostały zależności $v_z(t)$ oraz $a_z(t)$ (równania (8.1)). Współczynnik oporu aerodynamicznego k wyznaczony został na podstawie równania (8.10). Równanie funkcji aproksymującej to:

$$z(t) = 0,022t^3 - 4,9t^2 - 0,079t + 100. \quad (8.29)$$

Rysunek 8.13 przedstawia różnicę między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} w funkcji czasu lotu.

Wartości przyspieszenia kapsuły, w próbie Lot 6, były mniejsze od przyspieszenia ziemskiego ($g = 9,812 \text{ m/s}^2$ - wzór (8.3)), w odróżnieniu od prób Lot 3 i 4. W związku z tym współczynnik oporu aerodynamicznego k przyjmował dodatnie wartości. Dla największych prędkości $v_z \approx 43 \text{ m/s}$ współczynnik oporu wynosił $k \approx 0,54 \text{ kg/m}$.



Rys. 8.13. Różnica między wartością współrzędnej pionowej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} (8.29) w funkcji czasu lotu (Lot 6)

W wyniku zaprezentowanej na początku tego rozdziału metody opracowania danych doświadczalnych (aproksymacja danych doświadczalnych do krzywej postaci $z(t) = a_1 \cdot t^3 + b_1 \cdot t^2 + c_1 \cdot t + d_1$) uzyskano wartości współczynników, które przedstawione są w tabeli 8.2. Wyniki te zbliżone są do wartości teoretycznych przedstawionych w (8.2):

$$\begin{cases} c_1 = 0 \\ b_1 = -\frac{9,812}{2} = -4,906. \\ d_1 = H \end{cases} \quad (8.30)$$

Współczynnik d_1 odpowiada wysokości zrzutu kapsuły H . Wartość d_1 tylko w jednym przypadku różni się od H - dla próby lot 6.

Współczynnik c_1 ma wymiar m/s i wiąże się z początkową prędkością jaką posiada kapsuła w chwili jej uwolnienia. Jak wynika z tabeli 8.2 wartości c_1 są w przybliżeniu równe 0 (największe odstępstwa są dla próby Lot 4 i są jednoznacznie związane z błędami pomiarowymi).

Współczynnik b_1 ma wymiar m/s^2 i jego teoretyczna wartość to połowa przyspieszenia ziemskiego ze znakiem ujemnym (układ równań 8.2). Na podstawie tabeli 8.2 widać, że dla każdej z prób różnica między wartością uzyskaną z dopasowania, a wartością teoretyczną nie przekracza $0,1 m/s^2$ – ok. 3% wartości teoretycznej.

Wartość współczynnika a_1 nie ma swojej fizycznej interpretacji (w odróżnieniu od współczynników b_1, c_1, d_1). Jak widać w tabeli 8.2 przyjmuje on wartości dodatnie nie większe od 0,024. Dodatnie a_1 wskazuje na to, iż kapsuła doznaje malejącego przyspieszenia, co zgodne jest z teorią.

Tabela 8.2. Aproksymacja danych doświadczalnych (składowej pionowej położenia kapsuł wodnych w funkcji czasu lotu) wielomianem stopnia trzeciego (równanie poniżej). W tabeli przedstawiony jest również czas lotu kapsuł - T oraz wysokość zrzutu H

Współczynniki aproksymacji postaci: $z(t) = a_1 t^3 + b_1 t^2 + c_1 t + d_1$						
	$a_1 [m/s^3]$	$b_1 [m/s^2]$	$c_1 [m/s]$	$d_1 [m]$	$T [s]$	$H [m]$
Lot 2	0,004	-4,8	-0,004	169	5,92	169
Lot 3	0,024	-4,9	0,013	75	3,96	75
Lot 4	0,019	-5,0	0,18	114	4,84	114
Lot 6	0,022	-4,9	-0,079	100	4,56	99

Tabele 8.3 oraz 8.4 zawierają zestawienie wyników uzyskanych dla poszczególnych lotów, a które to dotyczą równań prędkości i przyspieszenia w funkcji czasu dla opisywanych prób (Lot 2, 3, 4, 6). Poszczególne równania powstały przez podstawienie wartości wyznaczonych współczynników wielomianu z tabeli 8.2 do następujących równań:

$$v_z(t) = \frac{dz(t)}{dt} = \frac{d}{dt}(a_1 \cdot t^3 + b_1 \cdot t^2 + c_1 \cdot t + d_1) = 3 \cdot a_1 \cdot t^2 + 2 \cdot b_1 \cdot t + c_1, \quad (8.31)$$

$$a_z(t) = \frac{d^2 z(t)}{dt^2} = \frac{d^2}{dt^2}(a_1 \cdot t^3 + b_1 \cdot t^2 + c_1 \cdot t + d_1) = 6 \cdot a_1 \cdot t + 2 \cdot b_1. \quad (8.32)$$

Równania opisujące prędkość pionową kapsuły $v_z(t)$ jak i jej przyspieszenie pionowe $a_z(t)$ ukazują umiarkowane różnice w wartościach poszczególnych współczynników. Jest to jasny dowód na to, że zaprezentowany sposób zbierania i analizy danych obarczony jest pewnym błędem. Teoretycznie rzecz biorąc każda z prób powinna przebiegać identycznie – położenie kapsuły, jej prędkości i przyspieszenie powinny być jedynie funkcją czasu spadku.

Przyczynami różnic mogą być:

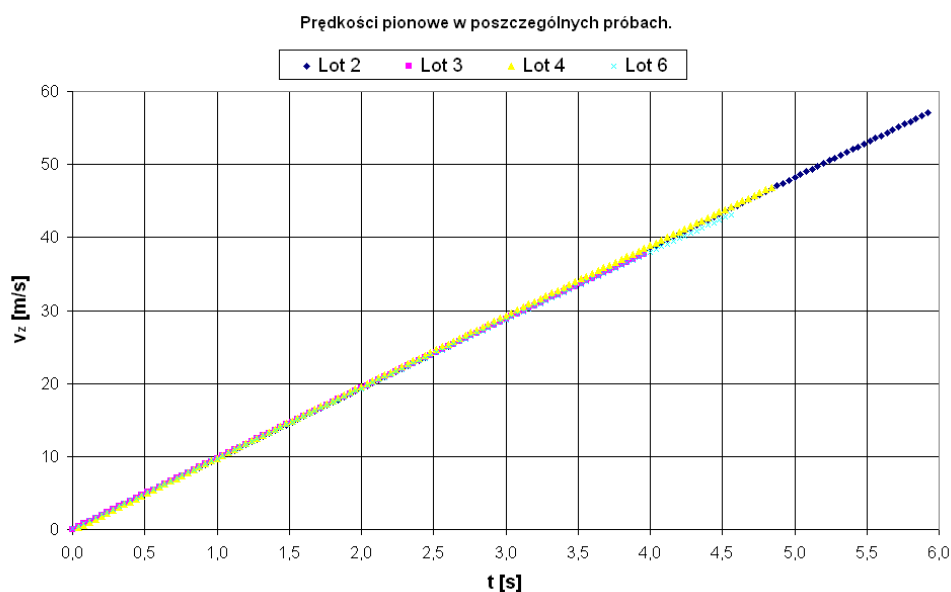
- nie uwzględnienie występowania wiejącego podczas prób wiatru,
- zachowanie się kapsuł wodnych podczas lotu (obracanie wokół osi, przemieszczanie się wody oraz jej wylewanie) spowodowane niedopracowaną konstrukcją worka,
- zastosowanie różnych rodzajów spadochronów,
- błędy pomiarowe rejestracji wyników na kamerze spowodowane dystorsją,
- błędy pomiarowe rejestracji wyników na kamerze spowodowane nieprostokątnym ustawieniem osi obiektywu kamery do kierunku lotu śmigłowca (paralaksa),
- brak dokładnej znajomości momentu uwolnienia kapsuły (synchronizacja czasu kamery i komputera pokładowego na poziomie 1 sekundy),
- niedokładności podczas zdejmowania punktów charakterystyki z poszczególnych klatek filmu.

Różnice współczynników omawianych równań ukazują jak skomplikowany problem natury fizycznej jest przedmiotem tej pracy.

Tabela 8.3. Równania składowej pionowej prędkości lotu kapsuł w funkcji czasu lotu dla poszczególnych prób doświadczalnych, które uzyskane zostały przez aproksymację danych doświadczalnych wielomianem stopnia trzeciego - równanie (8.31)

Lot 2	$v_z(t) = 0,012t^2 - 9,6t - 0,004$
Lot 3	$v_z(t) = 0,072t^2 - 9,8t + 0,013$
Lot 4	$v_z(t) = 0,057t^2 - 10,0t + 0,18$
Lot 6	$v_z(t) = 0,066t^2 - 9,8t - 0,079$

Przytoczone w tabeli 8.3 równania $v_z(t)$ zostały przedstawione graficznie na rysunku 8.14. W rozpatrywanych przedziałach czasu ($t < 6$ s) różnice w wartościach współczynników równań nie przekładają się w znaczący sposób na różne wartości prędkości pionowych.



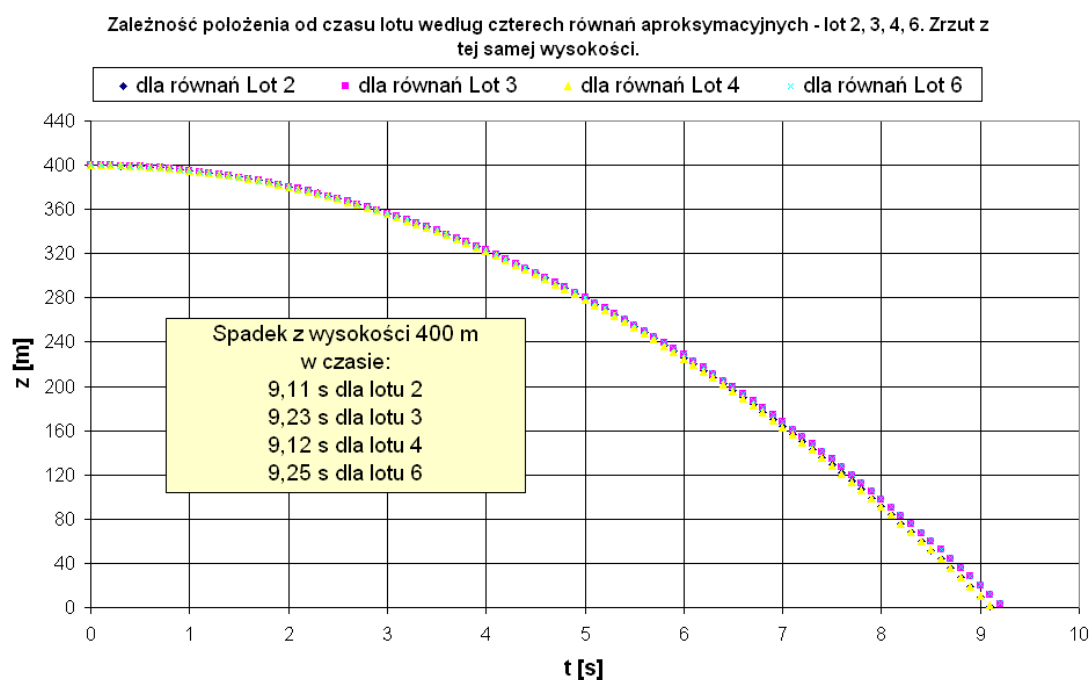
Rys. 8.14. Prędkości pionowe dla prób Lot 2, 3, 4, 6 w funkcji czasu lotu kapsuł. Wykres ukazuje, iż różnice w wartościach współczynników równań przedstawionych w tabeli 8.3 nie przekładają się na znaczące rozbieżności w wartościach prędkości

Na rysunku 8.15A przedstawione jest porównanie równań aproksymujących położenie $z(t)$ dla wyników zestawionych w tabeli 8.2. Równania te zmodyfikowano w taki sposób, aby opisywały spadek z wysokości 400 m ($d_1 = 400$ m). Czasy spadku z wysokości 400 m (przedstawione na rysunku 8.15A – żółte pole) wskazują na różnice dochodzące do 140 ms pomiędzy poszczególnymi lotami.

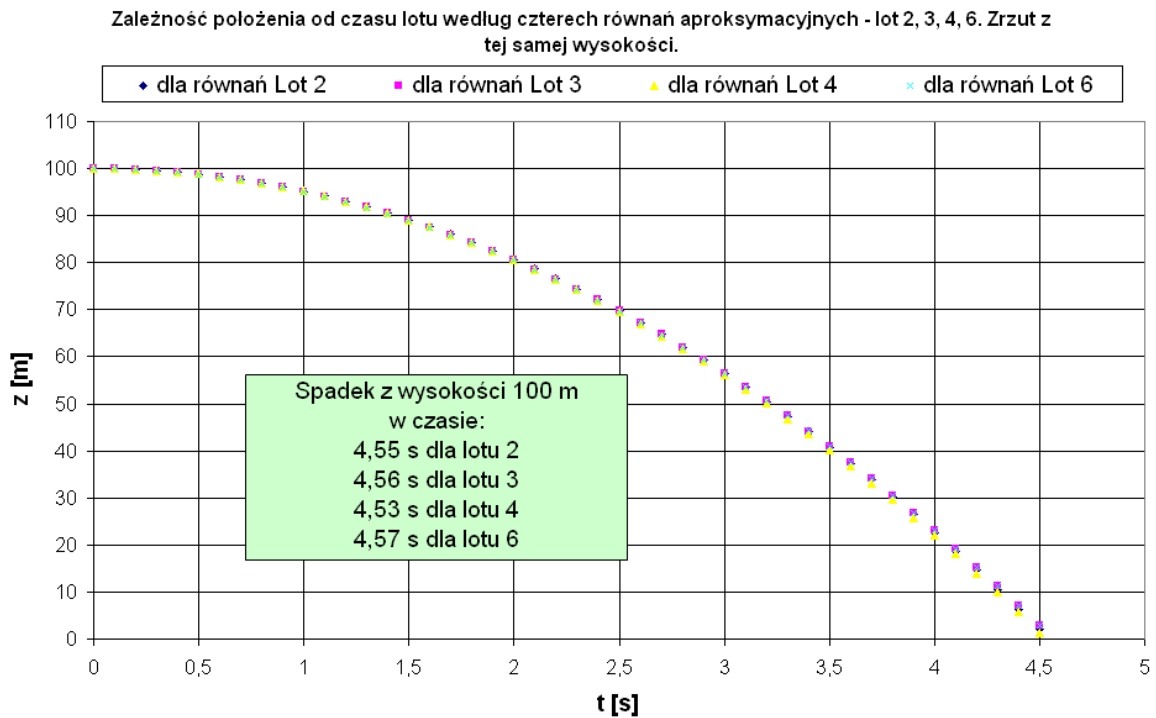
Tabela 8.4. Równania składowej pionowej przyspieszenia lotu kapsuł w funkcji czasu lotu dla poszczególnych prób doświadczalnych, które uzyskane zostały przez aproksymację danych doświadczalnych wielomianem stopnia trzeciego - równanie (8.32)

Lot 2	$a_z(t) = 0,024t - 9,6$
Lot 3	$a_z(t) = 0,144t - 9,8$
Lot 4	$a_z(t) = 0,114t - 10$
Lot 6	$a_z(t) = 0,132t - 9,8$

W przypadku spadku z wysokości czterokrotnie mniejszej – 100 m (rysunek 8.15B), różnice nie są już tak wielkie – nie przekraczają 20 ms (przedstawione na rysunku 8.15B – zielone pole). Tego typu analiza zgromadzonych danych umożliwi wyznaczenie optymalnej wysokości zrzutu kapsuły wodnej – spełnione muszą być kryteria zaprezentowane w rozdziale 4.

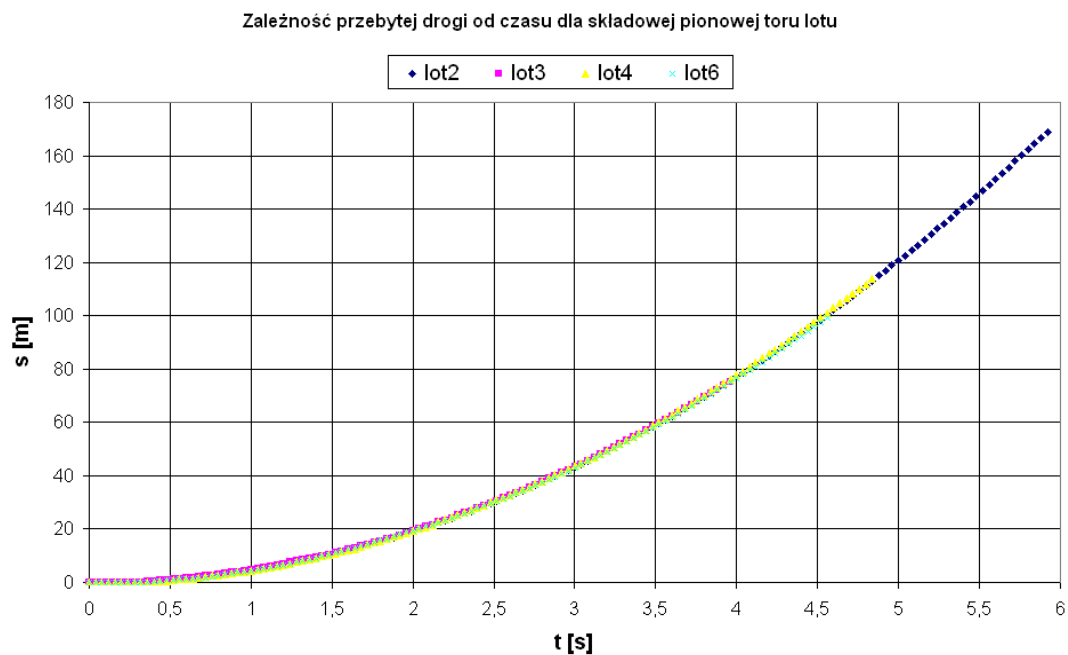


Rys. 8.15A. Zależność położenia kapsuł od czasu lotu wg czterech równań aproksymacyjnych dla danych przedstawionych w tabeli 8.2. Równania te zmodyfikowano w taki sposób, aby opisywały spadek z wysokości 400 m ($d_1 = 400$)



Rys. 8.15B. Zależność położenia kapsuł od czasu lotu wg czterech równań aproksymacyjnych dla danych przedstawionych w tabeli 8.2. Równania te zmodyfikowano w taki sposób, aby opisywały spadek z wysokości 100 m ($d_1 = 100$ m)

Porównanie poszczególnych lotów można przeprowadzić na różnych płaszczyznach. Na rysunku 8.16 dokonano tego na podstawie przebytej drogi przez kapsułę w zależności od czasu lotu ($s(t)$).



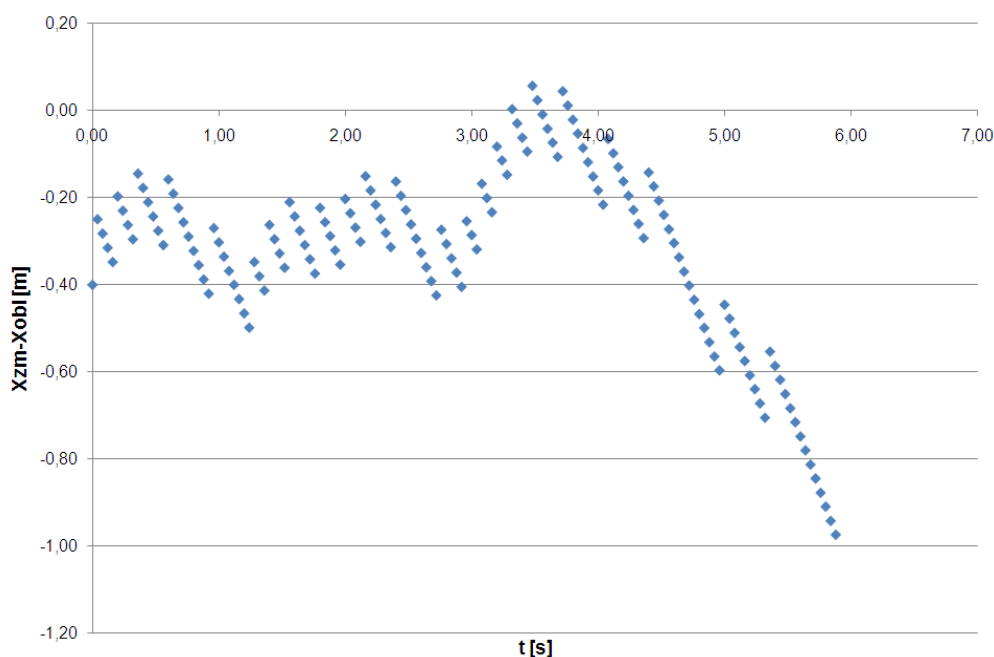
Rys. 8.16. Przebyta droga w funkcji czasu lotu dla wszystkich czterech prób doświadczalnych (Lot 2, 3, 4, 6). Serie punktów układają się wzdłuż tej samej krzywej

Wyniki wskazują niemalże doskonałe zgodności dla wszystkich czterech lotów – wszystkie serie punktów układają się na jednej krzywej. Teoretycznie wykonując jedną próbę z dużej wysokości – na przykład 400 m, powinno otrzymać się miarodajne dane dotyczące zrzutów ze wszystkich wysokości mniejszych od 400 m ($0 \leq H \leq 400$, H – wysokość zrzutu kapsuły). W praktyce wykonanie lotu na tak dużej wysokości nie pozwoli na ich właściwe sfilmowanie. Wiąże się to z parametrami pracy obiektywu szybkiej kamery, który może rejestrować wycinek przestrzeni o względnie małym kącie. Jeśli więc próba miałaby odbyć się z dużej wysokości, np. 400 m, wówczas kamera powinna być ustawiona około 1000 m od miejsca zrzutu. Zarejestrowany materiał byłby wówczas złej jakości i jego analiza obarczona dużym błędem.

Skuteczność gaszenia pożarów aerozolem wodnym jest w znacznej mierze uzależniona od celności zrzutu kapsuły. Właściwe wymodelowanie trajektorii jest warunkiem koniecznym do efektywności proponowanych rozwiązań. Próba Lot 2 polegała na uwolnieniu kapsuły przy poziomym locie śmigłowca, a więc była symulacją rzeczywistej akcji gaśniczej. Uzyskane wyniki posłużyły do wyznaczenia równań pozwalających na określenie położenia przestrzennego spadającej kapsuły. Na rysunkach 8.17 – 8.19 przedstawione jest porównanie wyników doświadczalnych z teoretycznymi (wynikami uzyskanymi na podstawie stosownych równań). Wyniki teoretyczne uzyskano poprzez rozwiązanie równań różniczkowych (6.12) metodą Rungego-Kutty (4,4), których implementacja jest przedstawiona w rozdziale 6.4. W metodzie rozwiązywania użyto wartości średnich współczynnika oporu wyznaczonych na podstawie uzyskanych danych doświadczalnych: Lot 2 – $k = 0,55$ kg/m; Lot 4 – $k = 0,24$ kg/m.

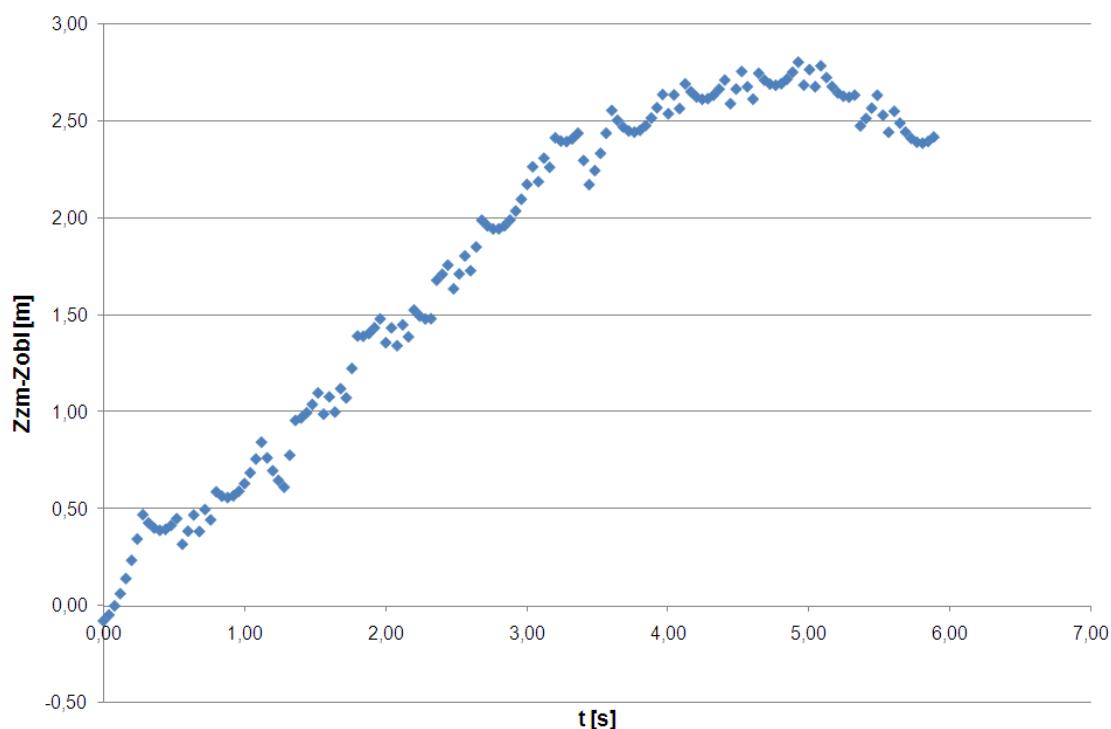
Próba Lot 2 nie dała informacji na temat wartości poziomego współczynnika oporu (zerowe przyspieszenie w osi poziomej), w związku z tym przyjęto jego wartość na stałym poziomie $b = 0,07$ kg/m. Jest to przybliżona wartość współczynnika oporu dla kuli o promieniu $R = 0,5$ m (model kapsuły 1500 l), przy gęstości powietrza $\rho = 1,185$ kg/m³, $c = 0,16$, prędkości $v = 10$ m/s [53].

Rysunek 8.17 ukazuje różnicę między wartością odległości x_{zm} uzyskaną z prób doświadczalnych, a wartością uzyskaną w wyniku obliczeń x_{obl} w funkcji czasu dla próby Lot 2. Różnice nie przekraczają 1 metra.



Rys. 8.17 Różnica między wartością odległości x_{zm} uzyskaną z prób doświadczalnych, a wartością uzyskaną w wyniku obliczeń x_{obl} w funkcji czasu (Lot 2)

Rysunek 8.18 ukazuje różnicę między wartością odległości z_{zm} uzyskaną z prób doświadczalnych, a wartością uzyskaną w wyniku obliczeń z_{obl} w funkcji czasu dla próby Lot 2. Maksymalna wartość różnicy nie przekracza 3 metrów.



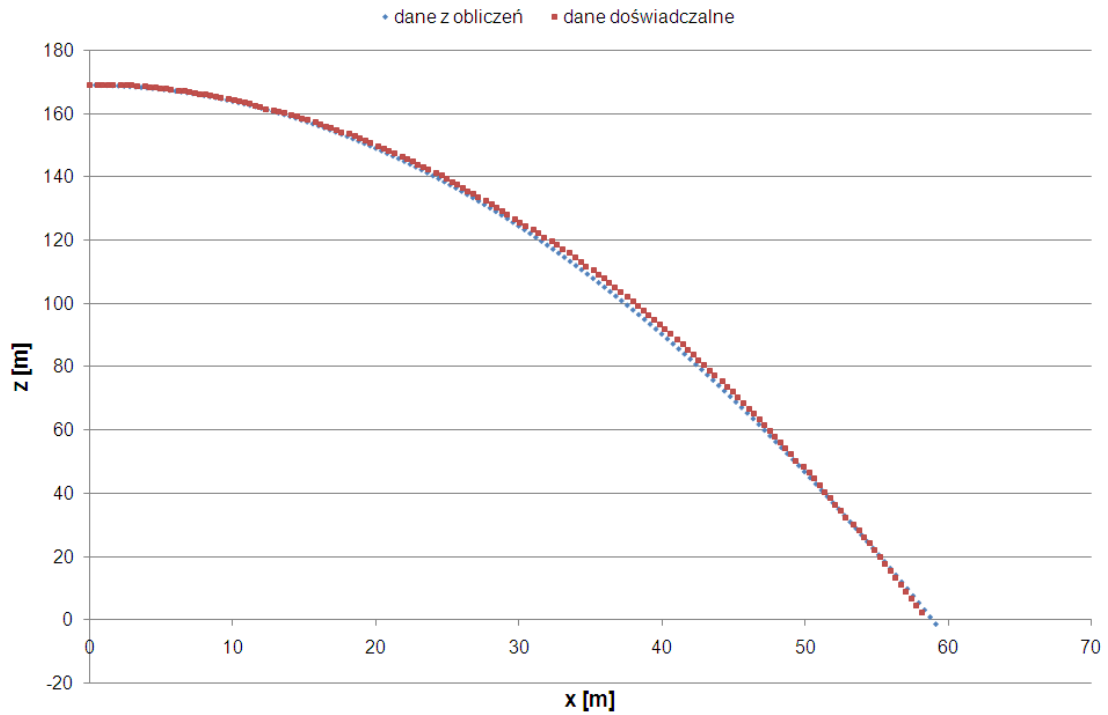
Rys. 8.18. Różnica między wartością odległości z_{zm} uzyskaną z prób doświadczalnych, a wartością uzyskaną w wyniku obliczeń z_{obl} w funkcji czasu (Lot 2)

Rysunek 8.19 prezentuje porównanie trajektorii lotu kapsuły z krzywą teoretyczną. Różnice między krzywą teoretyczną i danymi doświadczalnymi są największe dla około połowy czasu lotu i sięgają 2 metrów.

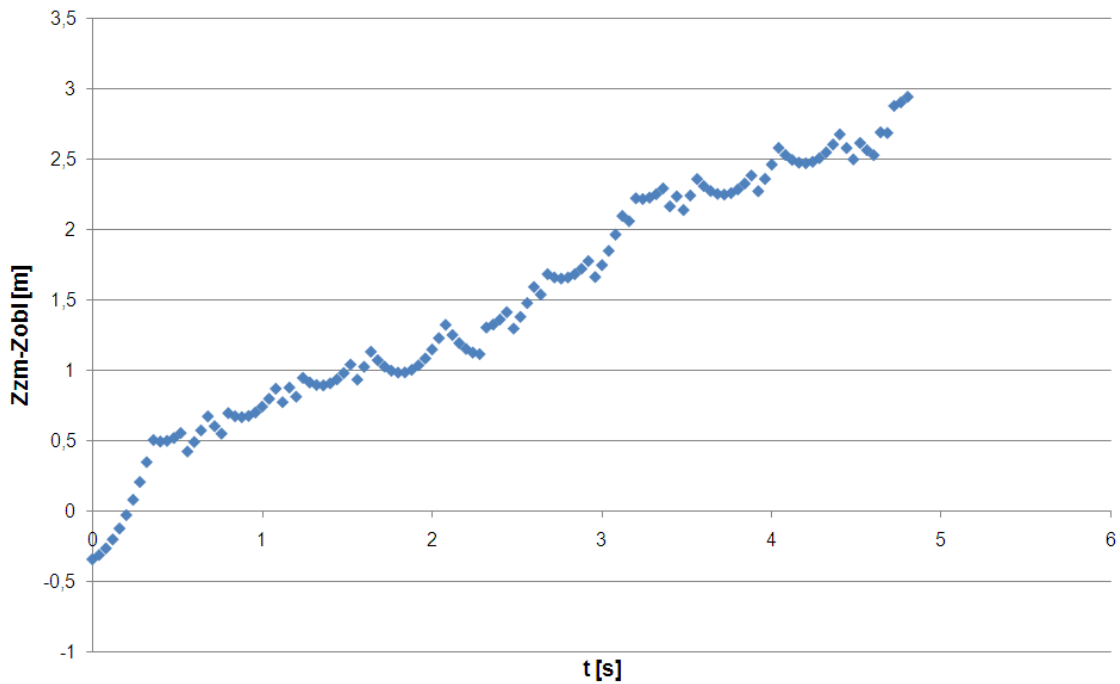
Rysunek 8.20 ukazuje różnicę między wartością odległości z_{zm} uzyskaną z prób doświadczalnych, a wartością uzyskaną w wyniku obliczeń z_{obl} w funkcji czasu dla próby Lot4. Różnice nie przekraczają 3 metrów.

Wzrost różnicy między wartością zmierzoną a obliczoną wynika z przyjęcia wartości średniej współczynnika oporu k , który w rzeczywistości maleje wraz z czasem (wzrost prędkości kapsuły).

Analogiczna sytuacja jak dla próby Lot 4 ma miejsce dla pozostałych doświadczeń: Lot 3 i Lot 6. Wyniki są równie zadowalające i z tego powodu nie zostały tu zobrazowane w formie wykresów.



Rys. 8.19. Porównanie wyników doświadczalnych i teoretycznych dla próby Lot 2 na przykładzie zależności $z(x)$



Rys. 8.20. Różnica między wartością odległości z_{zm} uzyskaną z prób doświadczalnych, a wartością uzyskaną w wyniku obliczeń z_{obl} w funkcji czasu (Lot 4)

8.2. Badania – drugi etap

8.2.1. Testy aparatury

Przed wykonaniem właściwych prac eksperymentalnych odbyło się kilka testów aparatury przeprowadzonych głównie na otwartym obszarze poligonowym Torunia (za Centralnym Cmentarzem Komunalnym). Celem tych testów było: sprawdzenie poprawności działania poszczególnych elementów systemu, weryfikacja procedury obliczającej odległość od celu i kąt nalotu, przetestowanie łączności pomiędzy serwerem a komputerem sterującym – sprawdzenie zasięgu oraz poprawności w zakresie odbioru danych z jednostki mobilnej oraz przekazywania danych i poleceń ze stanowiska dowodzenia; przetestowanie łączności między odbiornikami GPS (bazowym i ruchomym), a także sprawdzenie zasięgu przestrzennego przesyłanych poprawek oraz uzyskiwanego zakresu dokładnościowego.



Rys. 8.21. Testy naziemne urządzeń GPS: zestaw ruchomy zamontowany na samochodzie (A); stanowisko rejestrujące (B)

Do prób użyto samochody osobowe, z których jeden - wyposażony w serwer oraz bazę GPS pełnił rolę stanowiska rejestrującego, drugi natomiast – wyposażony w zestaw montowany docelowo w śmigłowcu pełnił rolę jednostki mobilnej (rys. 8.21).

Testy umożliwiły dokonanie kilku zmian zarówno w warstwie sprzętowej jak i oprogramowania – w wyniku czego otrzymano kształt systemu przedstawiony w rozdziale 7.

Sposób liczenia kąta oraz odległości okazał się poprawny - różnica między wartościami odległości między bazą pomiarową, a jednostką mobilną wskazywana przez GPS oraz obliczona przez komputer na obszarze istotnym z punktu uwolnienia kapsuły (200 m od celu) nie przekraczała 1 metra.

Uzyskano zasięg radiowej transmisji danych w promieniu 2 km. Natomiast w przypadku zakłóceń w transmisji radiowej dane były dostarczane niezawodnie przez kanał zapasowy. Nie zaobserwowano przerw w transmisji danych. Uzyskano prędkość transmisji wynoszącą dwa pakiety danych na sekundę w kanale podstawowym. Każdy pakiet zawierał ok. 120 bajtów. Natomiast w kanale zapasowym ze względu na specyfikę transmisji GPRS kolejne pakiety były dostarczane co ok. 2 sekundy.

Poprawki przesyłane ze stacji bazowej docierały do odbiornika ruchomego GPS w promieniu 2,5 km. Powyżej tej odległości odbiornik przełączał się w autonomiczny (nawigacyjny) tryb pracy.

8.2.2. Prace eksperymentalne i uzyskane podczas nich wyniki

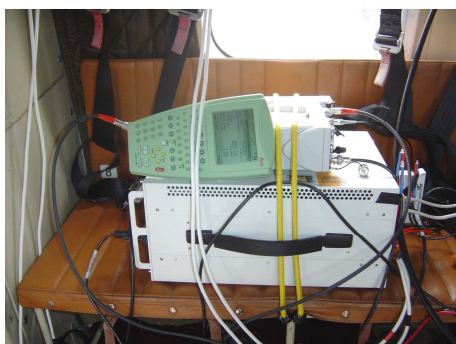
Celem drugiego etapu badań było:

- weryfikacja poprawności algorytmu obliczającego moment uwolnienia kapsuły,
- wyznaczenie parametrów aerodynamicznych kapsuł,
- porównanie trajektorii lotów z przewidywaniami teoretycznymi,
- próba celności.

Na poligonie wojskowym w Zielonce pod Warszawą odbyły się pomiary eksperymentalne podczas których wykorzystywano doświadczenia zdobyte podczas poprzedniego etapu badań jak również podczas testów aparatury.

Wszystkie próby były rejestrowane z pomocą szybkiej kamery Photron Ultima 1024 (podobnie jak w badaniach pierwszego etapu – rozdział 8.1) oraz kamery HDV Sony HDR FX1E. Dodatkowe informacje o parametrach lotu uzyskano z bazy danych serwera stanowiska dowodzenia.

Przed rozpoczęciem eksperymentu zamontowano aparaturę na pokładzie śmigłowca oraz na stanowisku naziemnym (rys. 8.22).



A



B



C

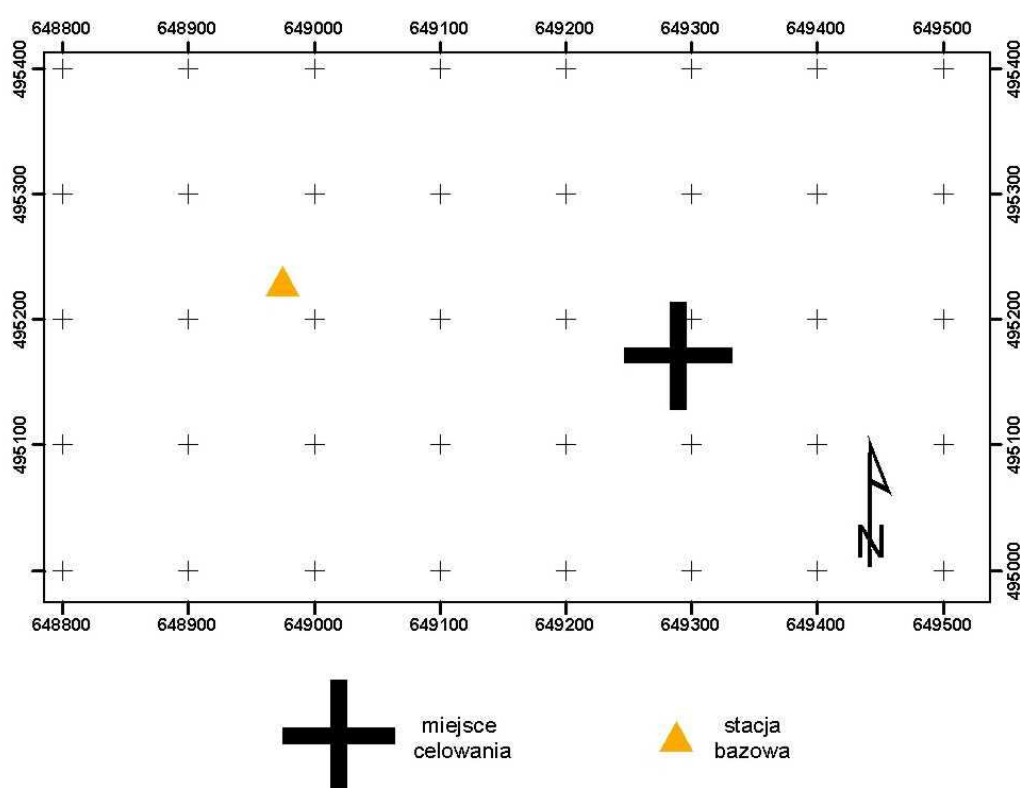
Rys. 8.22. Aparatura pomiarowa rozmieszczona na pokładzie śmigłowca (A, B) oraz na stanowisku naziemnym (C)

Założono również stację referencyjną (bazę pomiarową) (rys. 8.23) oraz wyznaczono współrzędne geograficzne pożaru, które docelowo wprowadzono jako miejsce zrzutu.



Rys. 8.23. Stacja referencyjna (baza) na poligonie w Zielonce w przyjętej metodzie pomiaru (RTK)

Odległość bazy do wyznaczonego miejsca zrzutu wynosiła 321 metrów (rys. 8.24).



Rys. 8.24. Położenie bazy pomiarowej i miejsca celowania (układ współrzędnych prostokątnych)

Współrzędne pożaru oraz masa kapsuły wodnej były przesyłane przez serwer do komputera pokładowego na początku każdego lotu.

Odbezpieczenie kapsuły było wykonywane przez pilota na sygnał podawany przez system sterowania. Łącznie, odbyło się 10 lotów, które zarejestrowała aparatura pomiarowa. Nie wszystkie loty zakończone były zrzutem. Nalot na miejsce zrzutu odbywał się z kierunku północnego.

Dane zapisane przez serwer umożliwiły m.in. określenie statusów obserwacji odbiornika GPS, a także parametrów nalotu śmigłowca niezbędnych do dalszej analizy poprawności działania systemu celowniczego. Tabela 8.5 przedstawia fragment pliku zarejestrowanego podczas lotu śmigłowca. W kolumnach znajdują się kolejno: ST - status systemu, V -

prędkość, SBP - odległość do pożaru, SXP - wyliczona odległość do pożaru, w której ma nastąpić uwolnienie kapsuły, T - czas opóźnienia do detonatora, WYS - wysokość n.p.m., DL - długość i SZ - szerokość geograficzna, AN - kąt nalotu oraz TIMESTAMP - stempel czasowy (wielkości szczegółowo opisane w tabeli 7.3). Moment uwolnienia kapsuły został wyróżniony żółtym kolorem.

Tabela 8.5. Fragment pliku zarejestrowanego przez serwer podczas lotu (próbna Lot2b)

ST	V	SBP	SXP	T	WYS	DL	SZ	AN	TIMESTAMP
110104	94.034	412	100,5	3.886	244.962	+02111.5280	+5218.3431	-12	2008-10-22 10:43:22.51
110104	94.136	404,3	100,6	3.879	244.728	+02111.5248	+5218.3394	-10	2008-10-22 10:43:22.81
110104	94.899	396,5	100,9	3.872	244.535	+02111.5217	+5218.3356	-10	2008-10-22 10:43:23.11
110104	95.649	388,6	101,2	3.865	244.367	+02111.5186	+5218.3317	-10	2008-10-22 10:43:23.41
110104	96.374	380,6	101,7	3.860	244.251	+02111.5155	+5218.3278	-8	2008-10-22 10:43:23.71
110104	97.102	372,6	102,3	3.855	244.173	+02111.5126	+5218.3238	-8	2008-10-22 10:43:24.01
110104	98.338	364,5	103,2	3.852	244.098	+02111.5096	+5218.3198	-8	2008-10-22 10:43:24.31
110104	98.972	356,4	104	3.850	244.014	+02111.5067	+5218.3158	-7	2008-10-22 10:43:24.61
110104	99.865	348,2	104,9	3.848	243.927	+02111.5038	+5218.3117	-7	2008-10-22 10:43:24.91
110104	100.993	339,8	105,8	3.846	243.857	+02111.5008	+5218.3075	-7	2008-10-22 10:43:25.21
110104	101.454	331,4	106,7	3.844	243.771	+02111.4979	+5218.3033	-7	2008-10-22 10:43:25.51
110104	102.466	323	107,4	3.842	243.692	+02111.4951	+5218.2991	-6	2008-10-22 10:43:25.81
110104	103.273	314,4	108,3	3.840	243.598	+02111.4922	+5218.2948	-6	2008-10-22 10:43:26.11
110104	103.845	305,7	109,1	3.838	243.485	+02111.4894	+5218.2904	-6	2008-10-22 10:43:26.41
110104	104.531	297,2	109,9	3.836	243.378	+02111.4866	+5218.2861	-5	2008-10-22 10:43:26.71
110104	105.388	288,3	110,7	3.834	243.293	+02111.4839	+5218.2816	-5	2008-10-22 10:43:27.01
110104	106.152	279,6	111,3	3.831	243.202	+02111.4812	+5218.2772	-5	2008-10-22 10:43:27.31
110104	106.887	270,8	112,1	3.829	243.133	+02111.4785	+5218.2727	-4	2008-10-22 10:43:27.61
110104	107.770	261,8	112,8	3.827	243.085	+02111.4758	+5218.2681	-4	2008-10-22 10:43:27.91
110104	108.214	252,9	113,5	3.825	243.046	+02111.4731	+5218.2636	-4	2008-10-22 10:43:28.21
110104	108.685	243,9	114,2	3.824	243.035	+02111.4704	+5218.2590	-4	2008-10-22 10:43:28.51
110104	109.255	234,7	114,9	3.823	243.034	+02111.4678	+5218.2543	-4	2008-10-22 10:43:28.81
110104	109.785	225,6	115,6	3.823	243.041	+02111.4653	+5218.2496	-4	2008-10-22 10:43:29.11
110104	110.292	216,4	116,1	3.823	243.052	+02111.4627	+5218.2449	-4	2008-10-22 10:43:29.41
110104	111.075	207,2	116,7	3.823	243.065	+02111.4602	+5218.2402	-3	2008-10-22 10:43:29.71
110104	111.445	197,9	117,3	3.824	243.078	+02111.4577	+5218.2354	-3	2008-10-22 10:43:30.01
110104	111.759	188,8	117,9	3.825	243.083	+02111.4552	+5218.2307	-3	2008-10-22 10:43:30.31
110104	112.263	179,3	118,4	3.825	243.088	+02111.4527	+5218.2258	-2	2008-10-22 10:43:30.61
110104	112.534	170	118,9	3.826	243.098	+02111.4503	+5218.2210	-2	2008-10-22 10:43:30.91
110104	112.909	160,5	119,3	3.826	243.117	+02111.4479	+5218.2161	-2	2008-10-22 10:43:31.21
110104	113.982	151,2	119,7	3.826	243.132	+02111.4455	+5218.2113	-2	2008-10-22 10:43:31.51
110104	114.150	141,8	120,2	3.827	243.152	+02111.4432	+5218.2064	-2	2008-10-22 10:43:31.81
110104	114.590	132,2	120,7	3.828	243.167	+02111.4408	+5218.2014	-2	2008-10-22 10:43:32.11
111114	114.705	122,7	121,1	3.828	243.190	+02111.4385	+5218.1965	-2	2008-10-22 10:43:32.41
110114	114.854	113,1	121,6	3.829	243.212	+02111.4363	+5218.1915	-2	2008-10-22 10:43:32.71
110104	115.722	103,5	122	3.830	243.264	+02111.4340	+5218.1865	-2	2008-10-22 10:43:33.01
110104	115.966	93,9	122,5	3.831	243.397	+02111.4318	+5218.1815	-2	2008-10-22 10:43:33.31
110104	116.208	84,2	123	3.833	243.586	+02111.4297	+5218.1764	-1	2008-10-22 10:43:33.61
110104	116.833	74,4	123,7	3.837	243.957	+02111.4275	+5218.1713	-1	2008-10-22 10:43:33.91
110104	116.488	64,7	124,2	3.843	244.555	+02111.4256	+5218.1662	-1	2008-10-22 10:43:34.21
110104	115.960	55,1	124,7	3.853	245.311	+02111.4238	+5218.1611	-1	2008-10-22 10:43:34.51
110104	115.279	45,5	125,1	3.868	246.195	+02111.4223	+5218.1560	0	2008-10-22 10:43:34.81
110104	114.594	36	125,4	3.888	247.191	+02111.4211	+5218.1509	0	2008-10-22 10:43:35.11
110104	113.874	26,8	125,5	3.912	248.258	+02111.4204	+5218.1458	0	2008-10-22 10:43:35.41
110104	112.857	18,1	125,6	3.938	249.335	+02111.4201	+5218.1407	6	2008-10-22 10:43:35.71
110104	112.221	11,3	125,6	3.966	250.457	+02111.4205	+5218.1357	6	2008-10-22 10:43:36.01

Przez cały czas trwania lotów nie było najwyższej dokładności pomiarów (status FIX) (tabela 8.6) w rejestrowanym czasie. Spowodowane to było częściowym zasłonięciem obserwowanych satelitów (rys. 7.6 i jego opis). Zawarte w tabeli 8.6 pole „status obserwacji” zależy od jakości wyznaczania pozycji. W przypadku odbiornika Leica GX1230 GG status obserwacji może przyjąć następujące parametry:

- FIX – pozycja wyznaczana z największą centymetrową dokładnością; kod w ramce danych (4); dostępne rozwiązanie fazy,
- DGPS (Float) – pozycja wyznaczana z dokładnością decymetrową; kod w ramce danych (2); dostępne rozwiązanie kodu,

- Auto – pozycja wyznaczana z dokładnością kilkumetrową; kod w ramce danych (1); dostępne niezależne rozwiązanie,
- Brak – brak możliwości wyznaczenia pozycji; kod w ramce danych (0).

Tabela 8.6. Uzyskane statusy obserwacji podczas kolejnych lotów

Numer lotu	Orientacyjny czas lotu [min:sek]	Status obserwacji [w %]			Uwagi
		FIX (4)	DGPS (2)	Auto (1)	
1	7:54	99,93	-	0,07	
2	3:55	100,00	-	-	
3	7:10	90,76	-	9,22	
4	9:06	99,84	-	0,26	zrzut 1
5	7:54	99,87	-	0,13	zrzut 2
6	7:35	100,00	-	-	
7	3:53	100,00	-	-	zrzut 3
8	3:53	99,61	-	0,39	zrzut 4
9	3:50	100,00	-	-	zrzut 5
10	3:43	99,60	-	0,40	zrzut 6

Tabela 8.7. Parametry nalotu śmigłowca uzyskane na podstawie danych zarejestrowanych przez centrum dowodzenia

Nr próby	Masa kapsuły [kg]	Prędkość [km/h]	Odległość od punktu celowania [m]	Wysokość kapsuły nad punktem zrzutu [m]	Kąt nalotu do poziomu* [stopnie]
Próba Lot1b	600	112	132	93	-5
Próba Lot2b	600	114	122	78	-2
Próba Lot3b	1200	93	91	65	-5
Próba Lot4b	1200	105	91	53	-1
Próba Lot5b	1200	91	83	57	-4
Próba Lot6b	600	110	105	65	0

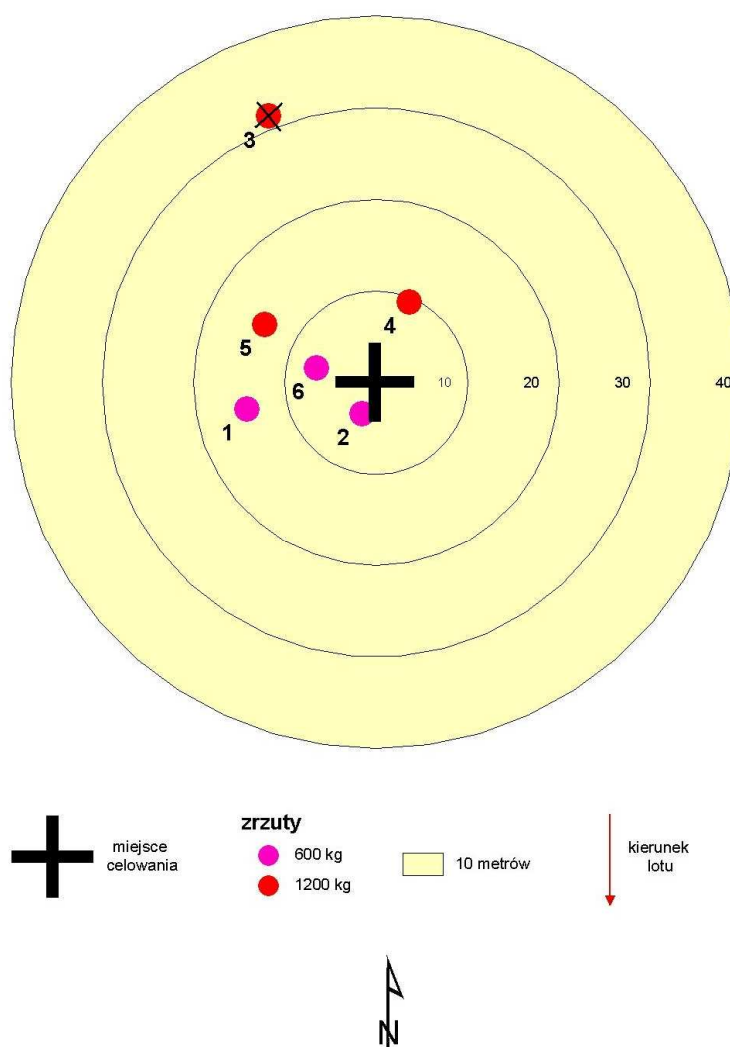
* Ujemny kąt nalotu oznacza, że lot odbywał się po linii odchylonej w prawą stronę do właściwego kierunku nalotu

Po wykonaniu eksperymentu dokonano pomiaru współrzędnych miejsc zrzutu za pomocą ręcznego GPS. Na ich podstawie obliczono odległości miejsca upadku worka od miejsca celowania (tab. 8.8).

Tabela 8.8. Wyniki pomiaru odległości miejsca upadku worka od założonego miejsca zrzutu

Nr próby	Odległość od założonego miejsca zrzutu [m]
Próba Lot1b	14,5
Próba Lot2b	3,7
Próba Lot3b	31,4
Próba Lot4b	9,5
Próba Lot5b	13,8
Próba Lot6b	6,7

Na podstawie pomierzonych współrzędnych geograficznych miejsc upadku worków wykonano mapę rozkładu przestrzennego uzyskanych wyników (rys. 8.25). W próbach nie uwzględniono wpływu wiejącego wiatru.



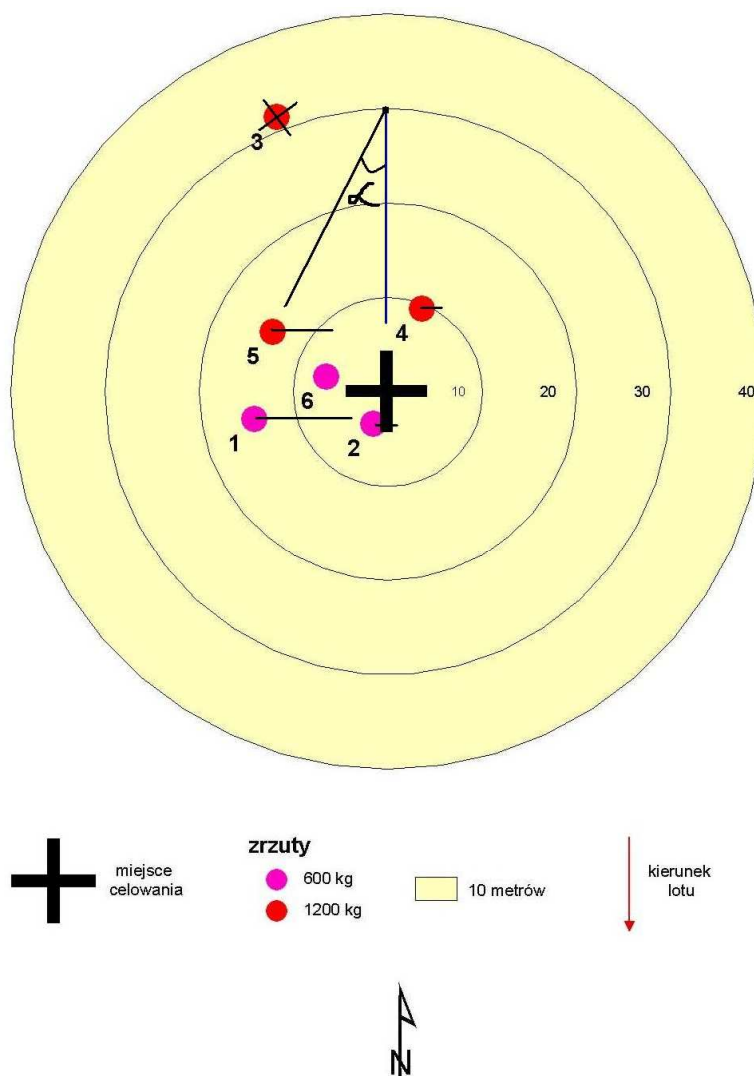
Rys. 8.25. Rozkład przestrzenny uzyskanych wyników

Kąt nalotu różny od 0 stopni oznacza, że pilot nie leciał prosto w kierunku celu - tym samym pogarszała się celność. Dla przykładu w przypadku lotu 1b (dystans przebyty przez kapsułę po uwolnieniu wynoszący 132 m) kapsuła zboczyła z celu o ok. 11 metrów – uwzględnienie tego błędu oznacza, że cel został chybiony o ok. 5 metrów.

Po uwzględnieniu kąta nalotu wyniki wszystkich zrzutów mieszczą się w promieniu 10 metrów od celu.

Lot3b nie został wzięty pod uwagę z powodu przemieszczania się wody w obrębie worka – co skutkowało niestabilnym zachowaniem oraz znacznym zwiększeniem współczynnika oporu.

Analizę niepewności trafienia przeprowadzono posługując się rozkładem t-Studenta (niewielka liczba pomiarów) na poziomie ufności 95%. Średnia arytmetyczna odległości uzyskana z wyników (wyłączając próbę Lot 3b) wynosi 9,6 m, odchylenie standardowe średniej 2,06 m. Dla liczby stopni swobody równej 4, współczynnik $t_{\alpha} = 2,869$. W wyniku czego otrzymany przedział ufności to (9,6 +/- 5,9) metrów. Należy zaznaczyć, że w obliczeniach nie uwzględniono kąta nalotu na cel.

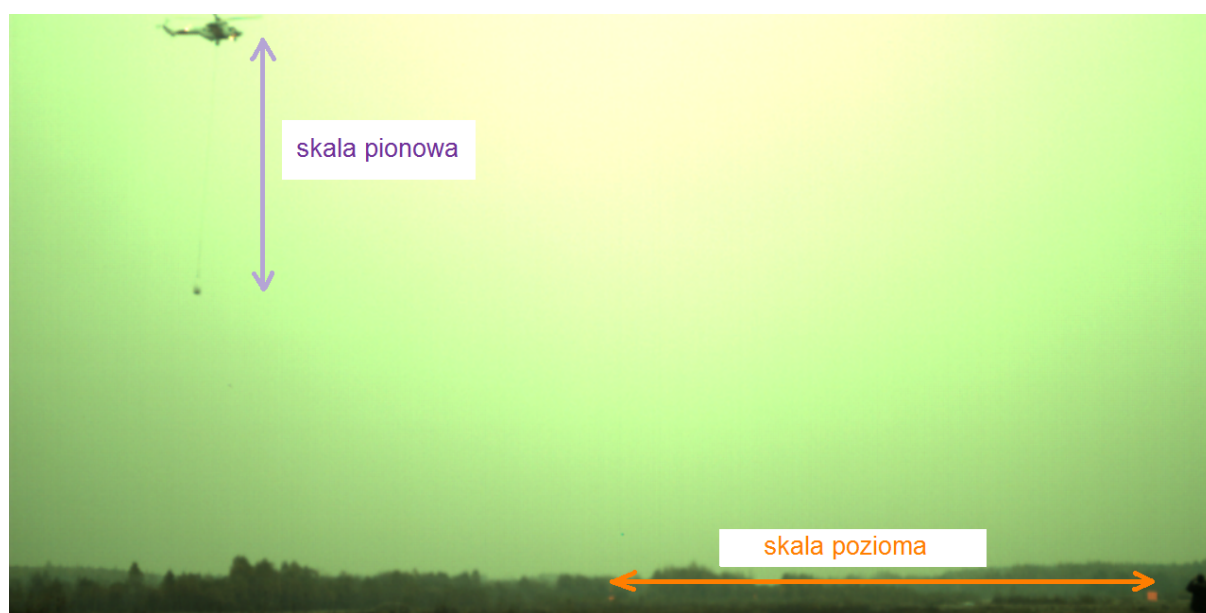


Rys. 8.26. Przybliżony rozkład przestrzenny wyników po uwzględnieniu kąta nalotu śmigłowca α (nie uwzględniono próby 3)

Analiza danych zarejestrowanych z pomocą kamer (opis metody znajduje się w rozdziale 8.1) umożliwiła wyznaczenie:

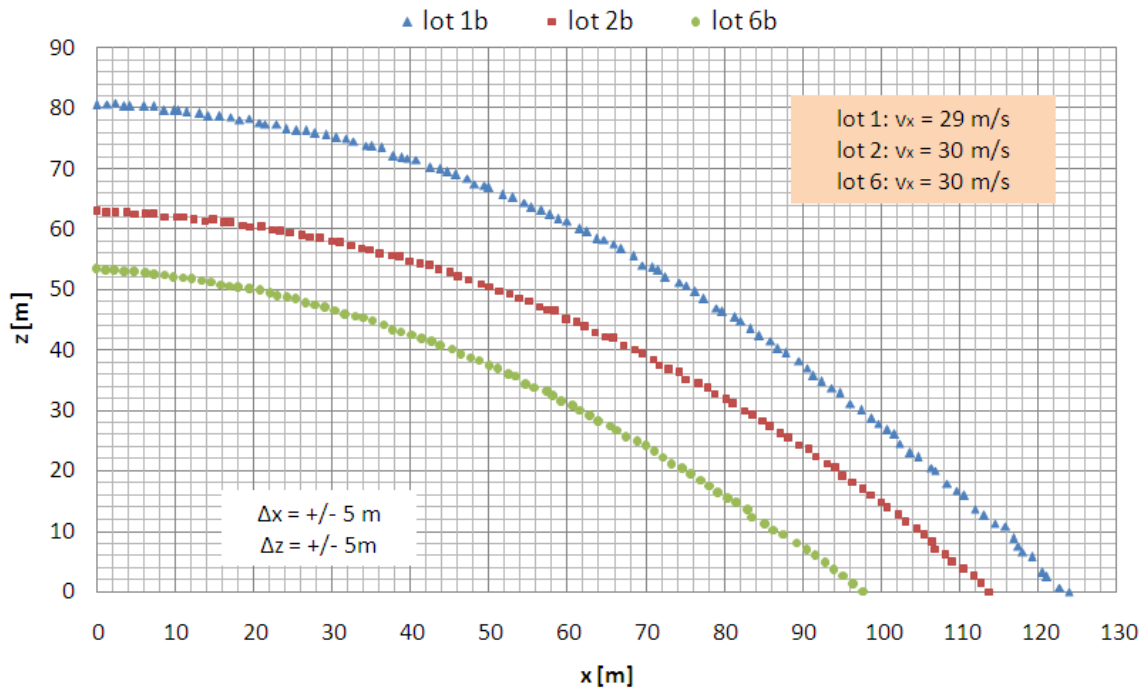
- prędkości kapsuły,
- przyspieszenia kapsuły,
- współczynnika pionowego oporu aerodynamicznego kapsuły - k (składowej pionowej współczynnika oporu aerodynamicznego).

Wyznaczenie tych parametrów wymagało przygotowania stanowiska doświadczalnego w taki sposób, aby możliwe było ustalenie położenia kapsuły w dwuwymiarowym układzie odniesienia. W tym celu wytyczone zostały punkty odniesienia oraz poinstruowano pilota w jaki sposób powinien przeprowadzać naloty. Zastosowanie znaczników w postaci kolorowych flag umieszczonych w znanej odległości w obszarze zrzutu umożliwiło oszacowanie skali poziomej niezbędnej do analizy materiału filmowego; oszacowanie skali pionowej umożliwiła lina o znanej długości, na której została zawieszona kapsuła wodna (rys. 8.27).

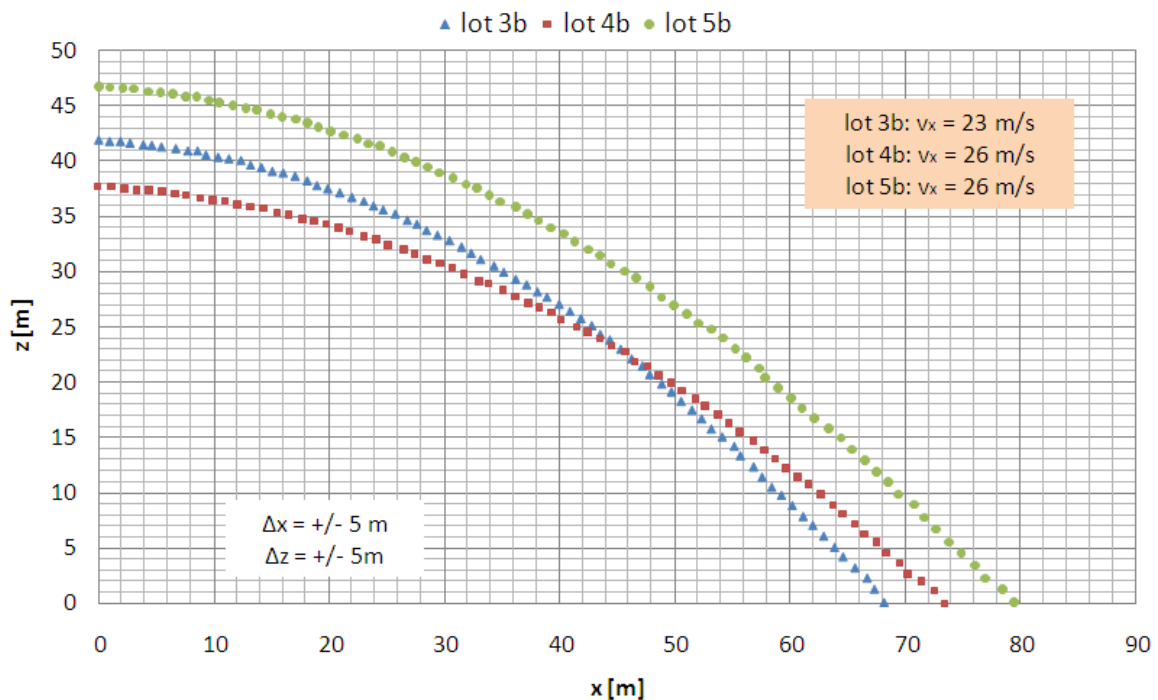


Rys. 8.27. Elementy niezbędne do oszacowania skali poziomej (flagi) i pionowej (lina)

Na rysunkach 8.28 i 8.29 przedstawione są wyniki, jakie uzyskano na podstawie nagrań wideo spadków kapsuły wodnej. Wyniki te pozwalają na wyznaczenie parametrów aerodynamicznych kapsuł wodnych. Parametrów tych nie można wyznaczyć w sposób analityczny.



Rys. 8.28. Trajektorie lotu kapsuł wodnych o pojemności 600 dm^3 . Na rysunku przytoczone są prędkości początkowe kapsuł - v_x (uzyskane na podstawie równań aproksymacyjnych)



Rys. 8.29. Trajektorie lotu kapsuł wodnych o pojemności 1200 dm^3 . Na rysunku przytoczone są prędkości początkowe kapsuł - v_x (uzyskane na podstawie równań aproksymacyjnych). Na wykresie widać również znaczną różnicę w trajektorii lotu 3b w stosunku do pozostałych lotów (Lot4b i Lot5b)

Otrzymano następujące równania parametryczne lotu kapsuł wodnych o pojemności 600 dm³ (parametrem w równaniach jest czas lotu kapsuły):

Dla Lot1b

$$\begin{cases} x(t) = 29t + 0,9 \\ z(t) = 0,11t^3 - 4,9t^2 - 0,4t + 80 \end{cases}$$

Dla Lot2b

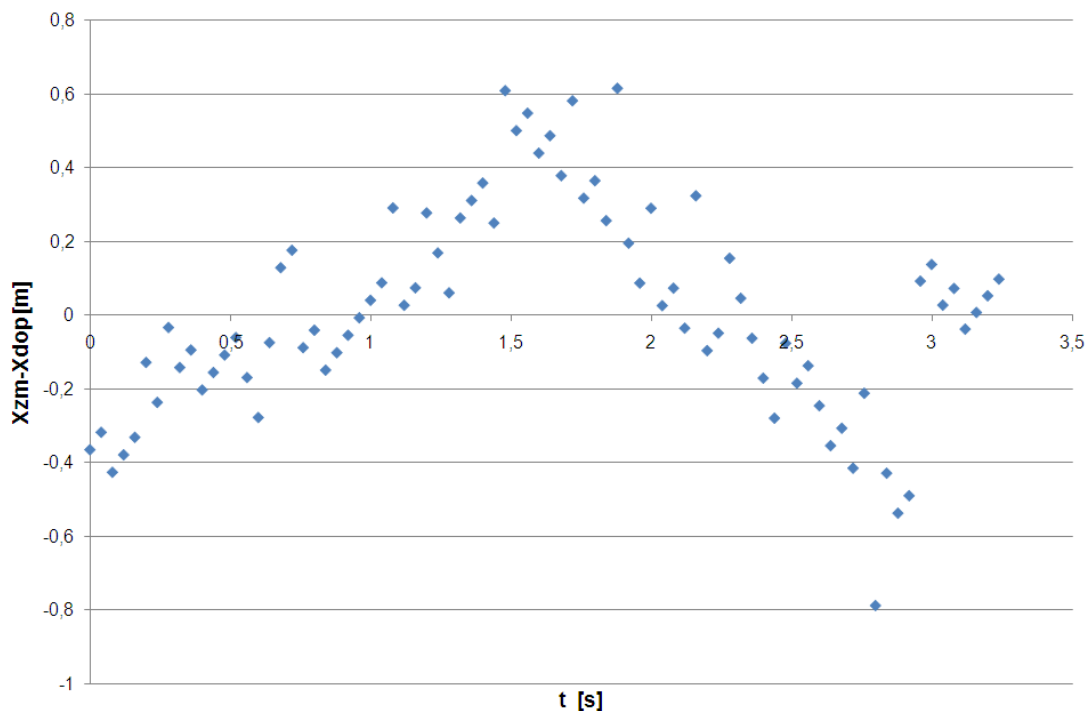
$$\begin{cases} x(t) = 30t + 1 \\ z(t) = 0,16t^3 - 4,9t^2 - 0,3t + 62 \end{cases}$$

Dla Lot6b

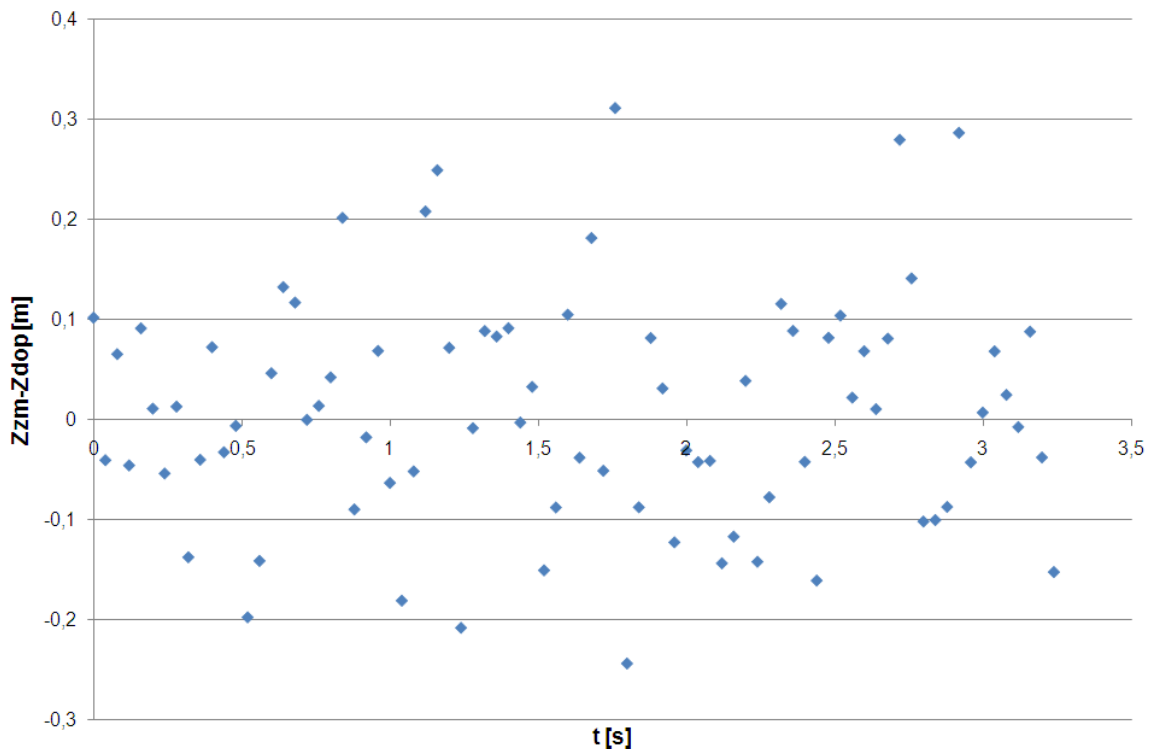
$$\begin{cases} x(t) = 30t + 0,4 \\ z(t) = 0,15t^3 - 4,9t^2 - 2,1t + 53 \end{cases}$$

Wszystkie funkcje aproksymujące mają współczynnik determinacji na bardzo wysokim poziomie – 0,999.

Dla przykładu na rysunkach poniżej przedstawiono różnice między wartościami współrzędnej poziomej (rys. 8.30) i pionowej (rys. 8.31) kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych, a odpowiadającymi im wartościami uzyskanymi w wyniku dopasowania w funkcji czasu lotu dla próby Lot6b.



Rys. 8.30. Różnica między wartością współrzędnej poziomej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych x_{zm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania x_{dop} w funkcji czasu lotu (Lot6b)



Rys. 8.31. Różnica między wartością współrzędnej poziomej kapsuły wyznaczoną na podstawie danych doświadczalnych z_{fm} , a wartością uzyskaną w wyniku dopasowania z_{dop} w funkcji czasu lotu (Lot6b)

Dla kapsuł wodnych o pojemności 1200 dm^3 otrzymano następujące równania parametryczne lotu (parametrem w równaniach jest czas lotu kapsuły):

Dla Lot 3b

$$\begin{cases} x(t) = 23t + 0,5 \\ z(t) = 0,17t^3 - 4,9t^2 - 1,1t + 41 \end{cases}$$

Dla Lot 4b

$$\begin{cases} x(t) = 26t + 0,9 \\ z(t) = 0,20t^3 - 4,9t^2 - 1,3t + 37 \end{cases}$$

Dla Lot 5b

$$\begin{cases} x(t) = 26t + 0,1 \\ z(t) = 0,07t^3 - 4,9t^2 - 1,5t + 46 \end{cases}$$

Wszystkie funkcje aproksymujące mają współczynnik determinacji na bardzo wysokim poziomie – 0,999.

Przedstawione wyżej wyniki pozwoliły na obliczenie uśrednionych wartości współczynników aerodynamicznych kapsuł wodnych – tabela 8.9 (zgodnie z metodą opisaną w poprzednim podrozdziale 8.1).

Tabela 8.9. Wartości wertykalnego współczynnika oporu aerodynamicznego kapsuł po ustabilizowaniu lotu

Nr lotu	Pojemność kapsuły [dm ³]	Współczynnik oporu k [kg/m]
Lot1b	600	1,2
Lot2b	600	1,8
Lot3b	1200	4,2
Lot4b	1200	4,6
Lot5b	1200	1,4
Lot6b	600	1,4

Przyczyny różnic w wartościach uzyskanych współczynników są opisane w rozdziale 8.1. Jako jedna z przyczyn została wymieniona niedopracowana konstrukcja worka (rozdział 2), która nie jest w stanie zapobiec przemieszczaniu się wody w jego obrębie – zdjęcia z szybkiej kamery przedstawione na rys. 8.32.



Rys. 8.32. Kształt kapsuły wodnej podczas próby Lot3b. Uwidacznia się tu niewłaściwa konstrukcja worka – woda ma możliwość przemieszczania się w obszarze worka (worek za bardzo spłaszczony), co wpływa na zmianę wartości współczynników aerodynamicznych kapsuły (kapsuła leciała od strony lewej do prawej)

8.3. *Badania – trzeci etap*

W ramach trzeciego etapu badań na poligonie w Zielonce wykonano kilkanaście lotów śmigłowcem z podwieszoną kapsułą wodną (rys. 8.33). W pierwszym dniu prób kapsuła była pozbawiona ładunku wybuchowego - loty odbywały się z symulatorem programatora zapalnika, sprawdzano wyłącznie celność.



A



B

Rys. 8.33. Śmigłowiec podczas lotu z kapsułą wodną – A, kapsuła wodna ze spadochronem stabilizującym – B

Przed przystąpieniem do badań założono bazę pomiarową GPS oraz wyznaczono współrzędne geograficzne pożaru – miejsca zrzutu (szerokość: $52^{\circ}18'06,76407''$; długość: $21^{\circ}11'27,28896''$; wysokość: 123 m n.p.m.).

Wszystkie próby były rejestrowane z pomocą szybkiej kamery Photron Ultima 1024, kamery HDV Sony HDR FX1E oraz kamery VHS Sony. Dodatkowe informacje o parametrach lotu uzyskano z bazy danych serwera stanowiska dowodzenia.

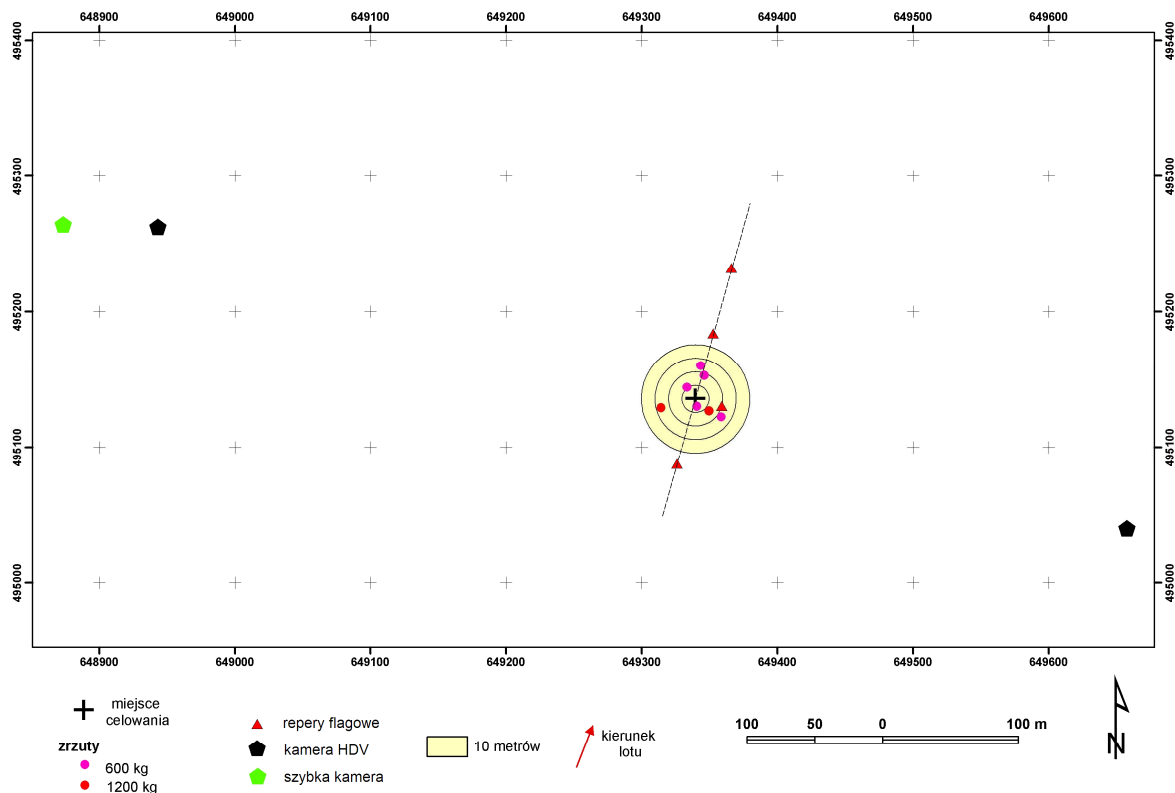
Współrzędne pożaru, masa kapsuły wodnej, długość liny oraz współczynnik oporu były przesyłane przez serwer do komputera pokładowego na początku każdego lotu.

Nalot na miejsce zrzutu odbywał się z kierunku południowego, co było podyktowane bezpieczeństwem prób.

W odróżnieniu od poprzedniego etapu badań odbezpieczenie kapsuły w wyliczonej odległości od celu następowało automatycznie przy spełnieniu odpowiednich warunków:

- włączeniu zezwolenia na wyrzut przez pilota (przełącznik umieszczony na tablicy rozdzielczej),
- odpowiedniego kąta nalotu – +/-5 stopni,
- dobrej dokładności GPS – status FLOAT lub FIX ,
- poprawnie zaprogramowanego zapalnika (lub symulatora zapalnika).

Po wykonaniu eksperymentu dokonano pomiaru współrzędnych miejsc zrzutu. Na ich podstawie obliczono odległości miejsca upadku worka od miejsca celowania i wykonano mapę rozkładu przestrzennego uzyskanych wyników (tab. 8.11, rys. 8.34, rys. 8.36).



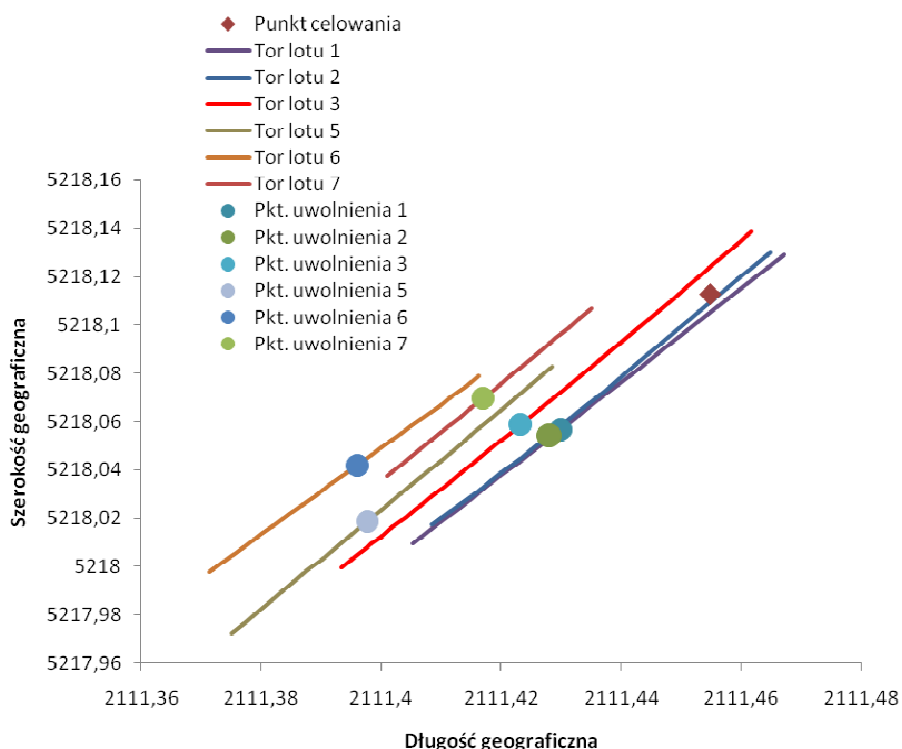
Rys. 8.34. Położenie bazy pomiarowej, stanowisk do rejestracji oraz punktu celowania (układ współrzędnych prostokątnych)

Tabela 8.10. Parametry nalotu śmigłowca uzyskane na podstawie danych zarejestrowanych przez centrum dowodzenia

Nr próby	Masa kapsuły [kg]	Prędkość [km/h]	Odległość od punktu celowania [m]	Wysokość kapsuły nad punktem zrzutu [m]	Kąt nalotu do pożaru* [°]
Próba Lot1c	600	111	107	82	-2
Próba Lot2c	600	108	115	94	-1
Próba Lot3c	600	100	108	96	3
Próba Lot4c	1200	uwolnienie wykonane przez pilota wg wskazań przyrządów nawigacyjno-sterujących			
Próba Lot5c	600	120	184	164	3
Próba Lot6c	1200	96	145	165	7
Próba Lot7c	600	95	89	79	10

* Ujemny kąt nalotu oznacza, że lot odbywał się po linii odchylonej w prawą stronę do właściwego kierunku nalotu

Dane zgromadzone na serwerze umożliwiły również wykonanie mapy z trajektoriami lotów śmigłowca w obrębie punktu zrzutu (rys. 8.35).



Rys. 8.35. Trajektorie lotów śmigłowca – współrzędne podane w formacie zgodnym z opisem z tabeli 7.3

W locie 4c kapsuła musiała zostać uwolniona ręcznie przez pilota – system nie dawał sygnału do uwolnienia kapsuły. Analiza danych zgromadzonych na serwerze wykazała, że kąt odchylenia od właściwego kierunku nalotu nie mieścił się w założonych granicach +/- 5 stopni. Usunięcie ograniczeń umożliwiło przeprowadzenie kolejnych dwóch prób.

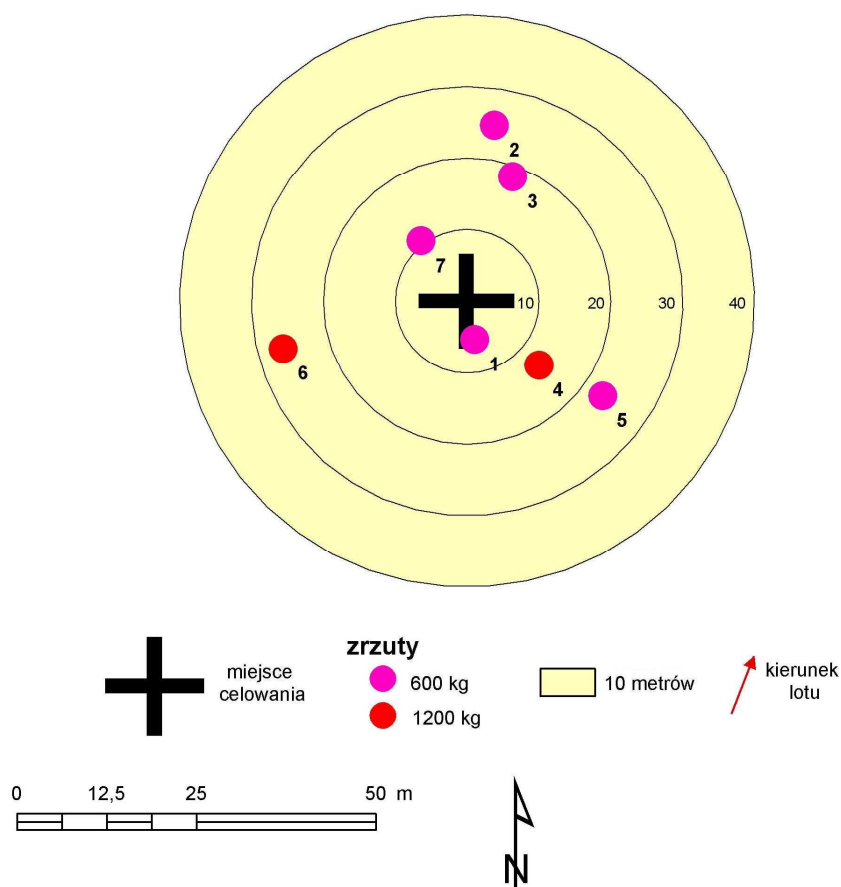
Przed lotem 7c przywrócono ograniczenia, zwiększając jednak dopuszczalną granicę odchylenia kąta do +/- 10 stopni. Pilot został poproszony o zwracanie większej uwagi na przyrząd nawigacyjny wskazujący właściwy kierunek lotu – dodatkowo na panelu pilota umieszczono lampkę sygnalizacyjną zapalającą się w momencie zboczenia z kursu więcej niż 10 stopni. Próba 7c zakończyła się powodzeniem.

Tabela 8.11. Wyniki pomiaru odległości miejsca upadku worka od założonego miejsca zrzutu

Nr próby	Odległość od założonego miejsca zrzutu [m]
Próba Lot1c	5,6
Próba Lot2c	24,9
Próba Lot3c	18,5
Próba Lot4c	13,3
Próba Lot5c	23,0
Próba Lot6c	26,4
Próba Lot7c	10,6

Podobnie jak w przypadku poprzednich prób przeprowadzono analizę niepewności trafienia posługując się rozkładem t-Studenta (niewielka liczba pomiarów) na poziomie ufności 95%. Średnia arytmetyczna odległości uzyskana z wyników (wyłączając próby Lot 4c

i Lot 6c) wynosi 16,5 m, odchylenie standardowe średniej 3,67 m. Dla liczby stopni swobody równej 4, współczynnik $t_{\alpha} = 2,869$. W wyniku czego otrzymany przedział ufności to (16,5 +/- 10,5) metrów. Należy zaznaczyć, że w obliczeniach nie uwzględniono kąta nalołu na cel.



Rys. 8.36. Rozkład przestrzenny uzyskanych wyników

Kolejny dzień poświęcono na testowanie pracy całego systemu – przeprowadzono próby mające na celu sprawdzenie wysokości eksplozji kapsuły wodnej nad celem. Parametry nalołu dla poszczególnych prób przedstawiono w tabeli 8.12.

Tabela 8.12. Parametry nalołu śmigłowca uzyskane na podstawie danych zarejestrowanych przez centrum dowodzenia

Nr próby	Masa kapsuły [kg]	Energia ładunku wybuch. [kJ]	Prędkość [km/h]	Odległość od punktu celowania [m]	Wysokość kapsuły nad punktem zrzutu [m]	Kąt nalołu do pożaru* [°]
Próba Lot1d	1200	-	83	82	84	10
Próba Lot2d	1200	-	101	106	93	3
Próba Lot3d	600	4 384	88	109	104	10
Próba Lot4d	600	10 784	103	125	109	3
Próba Lot5d	1200	10 784	108	123	100	6
Próba Lot6d	1200	13 110	92	112	130	1

* Ujemny kąt nalołu oznacza, że lot odbywał się po linii odchylonej w prawą stronę do właściwego kierunku nalołu

Pierwsze dwie próby odbyły się z symulatorem zapalnika. W trakcie kolejnych trzech prób nie doszło do zadziałania ładunku głównego, zadziałał tylko ładunek pomocniczy. Usunięcie tego ładunku w kolejnej próbie (Lot6d) umożliwiło poprawne zadziałanie ładunku zasadniczego i wytworzenie chmury o odpowiedniej wielkości (rys. 8.37).



A)



B)

Rys. 8.37. Eksplozja kapsuły wodnej podczas próby Lot6d – początkowe (A) oraz końcowe (B) stadium

Wartości wysokości wybuchu (względem ziemi) zostały przedstawione w tabeli 8.13.

Tabela 8.13. Przybliżona pozycja wybuchu kapsuły względem punktu celowania określona na podstawie danych uzyskanych z kamery HDV

Nr próby	Masa kapsuły [kg]	Zadana wysokość celu n.p.m. [m]	Wysokość wybuchu nad ziemią [m]	Odległość od celu w linii poziomej [m]
Próba Lot1d	1200	123	-	-
Próba Lot2d	1200	123	-	-
Próba Lot3d	600	123	17	25
Próba Lot4d	600	130	10	16
Próba Lot5d	1200	130	14	5
Próba Lot6d	1200	150	34	15

Otrzymano następujące równania parametryczne lotu kapsuł wodnych aproksymowane wielomianem 3-go stopnia (parametrem w równaniach jest czas lotu kapsuły):

Lot1c

$$\begin{cases} x(t) = 0,02t^3 - 0,9t^2 + 28t - 0,08 \\ z(t) = 0,09t^3 - 5,3t^2 - 0,8t + 82 \end{cases}$$

Lot2c

$$\begin{cases} x(t) = 0,07t^3 - 1,2t^2 + 30t + 0,04 \\ z(t) = 0,08t^3 - 4,8t^2 - 2,4t + 90 \end{cases}$$

Lot3c

$$\begin{cases} x(t) = -0,10t^3 + 0,06t^2 + 25t - 0,6 \\ z(t) = 0,11t^3 - 5,0t^2 - 0,6t + 93 \end{cases}$$

Lot4c

$$\begin{cases} x(t) = 0,08t^3 - 1,3t^2 + 28t - 0,12 \\ z(t) = 0,22t^3 - 5,6t^2 + 0,9t + 68 \end{cases}$$

Lot7c

$$\begin{cases} x(t) = 0,07t^3 - 1,6t^2 + 27t - 0,3 \\ z(t) = 0,09t^3 - 4,5t^2 - 1,8t + 83 \end{cases}$$

Lot2d

$$\begin{cases} x(t) = -0,04t^3 - 0,16t^2 + 28t + 0,6 \\ z(t) = 0,02t^3 - 4,9t^2 - 0,3t + 92 \end{cases}$$

Lot3d

$$\begin{cases} x(t) = -0,04t^3 - 0,6t^2 + 23t - 0,1 \\ z(t) = 0,10t^3 - 5,1t^2 + 3,3t + 86 \end{cases}$$

Lot4d

$$\begin{cases} x(t) = 0,02t^3 - 0,8t^2 + 27t - 0,04 \\ z(t) = 0,17t^3 - 5,2t^2 - 0,2t + 99 \end{cases}$$

Lot6d

$$\begin{cases} x(t) = 0,03t^3 - 0,7t^2 + 23t - 0,1 \\ z(t) = 0,10t^3 - 5,6t^2 + 0,6t + 102 \end{cases}$$

Na podstawie równań wyznaczono wartości współczynników oporu, które zebrano w tabeli poniżej. Niektóre z prób nie zostały zarejestrowane w całości w związku z czym nie było możliwe wyznaczenie równań lotu oraz współczynników.

Analizując dane z tabeli 8.13 należy zwrócić uwagę na horyzontalny współczynnik oporu b , którego średnia wartość wyniosła około 1 kg/m. Różnica między wartością wyznaczoną, a wartością przyjętą podczas prób – $b = 0,07$ kg/m mogła być przyczyną tego, że kapsuła nie dolatywała do celu przy prawidłowo działającym spadochronie (próby odbywające się drugiego dnia). Najcelniejszą próbą okazała się próba Lot5d, w której spadochron działał tylko pod koniec lotu. Zwiększenie wartości współczynnika b użytego do obliczeń spowodowałoby późniejsze wyzwolenie kapsuły, a tym samym większą celność.

Tabela 8.14. Wartości wertykalnego oraz horyzontalnego współczynnika oporu aerodynamicznego kapsuły po ustabilizowaniu lotu

Nr lotu	Pojemność kapsuły [dm ³]	Współczynnik oporu k [kg/m]	Współczynnik oporu b [kg/m]
Próba Lot1c	600	0,5	0,9
Próba Lot2c	600	0,8	0,6
Próba Lot3c	600	1	1,5
Próba Lot4c	1200	uwolnienie wykonane przez pilota	
Próba Lot5c	600	próba niezarejestrowana w całości	
Próba Lot6c	1200	próba niezarejestrowana w całości	
Próba Lot7c	600	1,4	1,5
Próba Lot1d	-	próba niezarejestrowana	
Próba Lot2d	1200	0,4	1,3
Próba Lot3d	600	0,9	2
Próba Lot4d	600	1,5	0,7
Próba Lot5d	1200	próba niezarejestrowana w całości	
Próba Lot6d	1200	0,4	0,6

Znaczne różnice w wartościach współczynników wynikają z nieustabilizowanego ruchu worka oraz wylewania się wody w niektórych próbach (rys. 8.38).

Przyjęcie dla próby Lot3d współczynników o wartościach takich jak w tabeli 8.14 również spowodowałoby uzyskanie zadowalającej celności: wybuch ok. 3 m niżej – 14 m nad celem oraz odległością w poziomie wynoszącą 8 m.

Dla próby Lot6d wysokość wybuchu nad celem to 8 m, a odległość 15 m; przy uwzględnieniu współczynników jak w tabeli 8.14 odległość do celu byłaby mniejsza o 3 metry. Dodatkowo uwzględniając odchylenie od prawidłowego toru nalołu (kąt 1 stopień) odległość do celu wynosiłaby poniżej 10 metrów.



Rys. 8.38. Ubytek wody z kapsuły w próbie Lot2d

8.4. Analiza teoretyczna niepewności trafienia kapsuły w cel

W celu wyznaczenia teoretycznej wartości niepewności trafienia kapsuły w cel w środowisku LabVIEW przeprowadzono obliczenia numeryczne z wykorzystaniem metody Monte Carlo. Dla każdej z wielkości wejściowych przyjęto typ rozkładu oraz wartość niepewności. W tabeli 8.15 przedstawiono budżet niepewności wielkości wejściowych.

Niepewność pomiaru prędkości jest związana głównie z dokładnością aparatury pomiarowej – odbiornika GPS. Typowa wartość niepewności rozszerzonej prędkości odbiornika GPS wynosi 0,2 m/s przy 95% ufności [40]. Dla takiego poziomu ufności współczynnik rozszerzenia ma wartość 2, w związku z czym niepewność standardowa wynosi 0,1 m/s.

Średnie współczynniki oporu b_{sr} i k_{sr} (oraz ich niepewności standardowe) obliczono na podstawie danych uzyskanych z trzeciego etapu badań (rozdział 8.3) wykorzystując analizę statystyczną (metoda typu A).

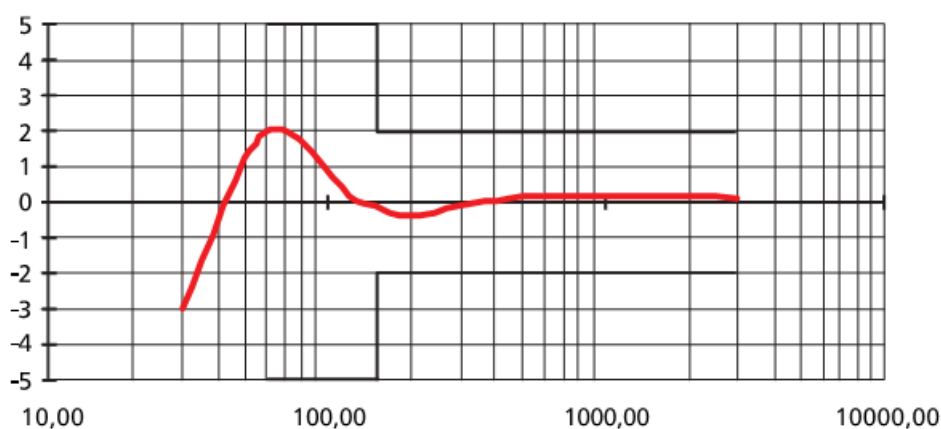
Niepewność pomiaru wysokości (położenie w pionie) jest związana przede wszystkim z dokładnością aparatury pomiarowej – odbiornika GPS. Wartość niepewności standardowej dla pomiarów kinematycznych wykonywanych różnicowo jest określona w specyfikacji użytego odbiornika Leica 1230GG i wynosi 0,02 m [42].

Niepewność pomiaru masy jest związana z błędem granicznym wodomierza użytego podczas napełniania kapsuł wodą¹. Zastosowany wodomierz CDS20AF firmy Ferro cechuje się maksymalnym błędem pomiaru poniżej 5% (wartość graniczna określona Dyrektywą Urzędzeń Pomiarowych (MID)). Zgodnie z rysunkiem 8.39 przedstawiającym wykres typowej krzywej błędu pomiaru dla zastosowanego wodomierza maksymalny błąd pomiaru wynosi 3% i ma miejsce dla przepływu minimalnego.

Poprawka związana ze zmianą objętości wody pod wpływem zmiany temperatury jest znikoma, więc nie została wzięta pod uwagę. Rozdzielczość wodomierza jest na poziomie 0,1 litra, więc poprawka kompensująca błąd rozdzielczości przyrządu również nie została wzięta pod uwagę. Ostatecznie dla masy asekuracyjnie przyjęto niepewność standardową poprawki

¹ woda w temperaturze 20 stopni Celsjusza ma gęstość 998, 099 kg/m³ (1202 litry wody mają masę 1199,7 kg)

P_m wskazania przyrządu: $u(P_m) = \frac{5\% * 1200}{\sqrt{3}} \text{kg} = 34,6 \text{ kg}$ oraz rozkład równomierny o przedziale zmienności [1140, 1260] kg.



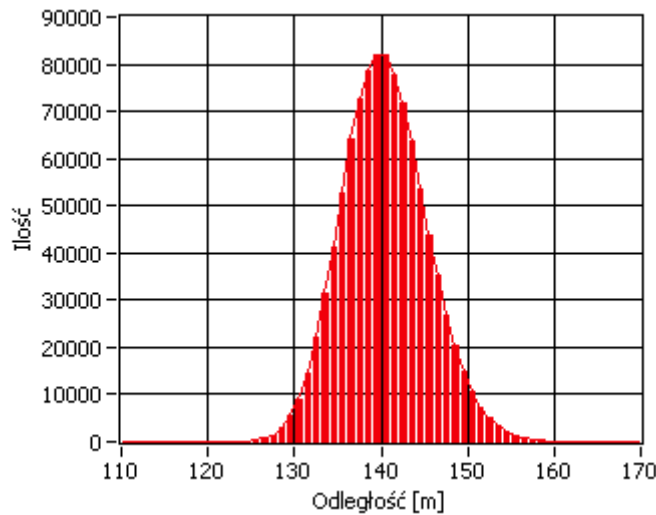
Rys. 8.39. Wykres typowej krzywej błędu pomiaru [%] w funkcji przepływu [m^3/h] dla wody zimnej (30°C) wodomierza Ferro²

Tabela 8.15. Budżet niepewności wielkości użytych do symulacji Monte Carlo

Wielkość	Oszacowanie	Przyjęty rozkład	Szerokość połówkowa	Współczynnik rozrzutu	Niepewność standardowa
Prędkość śmigłowca	$v_x = 35 \text{ m/s}$	normalny	0,2 m/s	$k^* = 2$	0,1 m/s
Uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego (składowa pionowa)	$k_{sr} = 0,86 \text{ kg/m}$	normalny			0,43 kg/m
Uogólniony współczynnik oporu aerodynamicznego (składowa pozioma)	$b_{sr} = 1,14 \text{ kg/m}$	normalny			0,52 kg/m
Wysokość	$H = 100 \text{ m}$	normalny	0,04 m	$k^* = 2$	0,02 m
Masa kapsuły	$m = 1200 \text{ kg}$	równomierny	60 kg	$k^* = \sqrt{3}$	34,6 kg

Wykonano 1000000 obliczeń (układ równań 6.12, procedura numeryczna przedstawiona w rozdziale 6.4) losując wartości wielkości wejściowych z odpowiednich rozkładów.

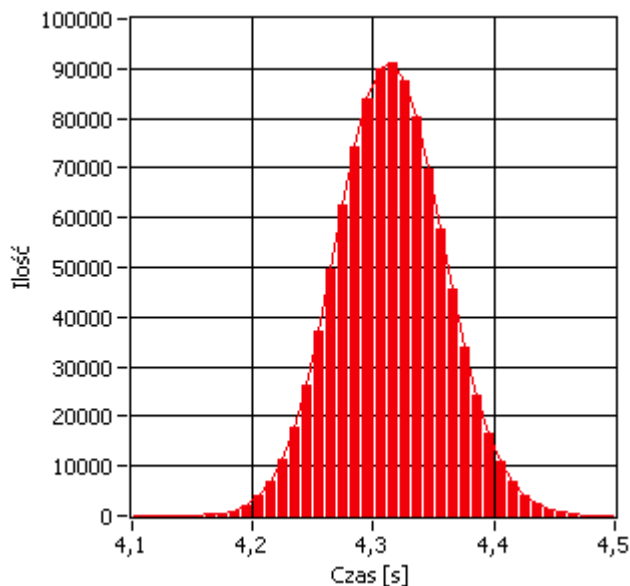
² na podstawie danych producenta



Rys. 8.40. Histogram przedstawiający zasięg kapsuły wodnej, wykonany na podstawie obliczeń numerycznych z wykorzystaniem metody Monte Carlo

Wartość średnia zasięgu, jaką uzyskano z obliczeń wynosi $x_{sr} = 140,45$ m, odchylenie standardowe 4,886 m. Na rys. 8.40 przedstawiono histogram zasięgu kapsuły wodnej, szerokość przedziału klasowego wynosi 1 m.

Wartość średnia czasu lotu kapsuły, jaką uzyskano z obliczeń wynosi $t_{sr} = 4,32$ s, odchylenie standardowe 0,044 s. Na rys. 8.41 przedstawiono histogram czasu lotu kapsuły wodnej, szerokość przedziału klasowego wynosi 10 ms.



Rys. 8.41. Histogram przedstawiający czas lotu kapsuły wodnej, wykonany na podstawie obliczeń numerycznych z wykorzystaniem metody Monte Carlo

Na podstawie wyników uzyskanych z symulacji określono niepewności rozszerzone, zgodnie z zależnością:

$$U(y) = u(y) * k_r, \quad (8.33)$$

gdzie:

k_r - współczynnik rozszerzenia,

$u(y)$ – niepewność pomiaru wielkości y (określona przez odchylenie standardowe),

Współczynnik rozszerzenia wyznaczony dla 95% poziomu ufności $k_r = 2$ [1].

Wartości niepewności rozszerzonych wynoszą odpowiednio: dla zasięgu $U(x) = 9,772$ m; dla czasu lotu $U(t) = 0,088$ s. Oznacza to, że dokładność trafienia będzie zgodna z przyjętymi założeniami (rozdział 4, tabela 4.1).

9. Podsumowanie

W pracy przedstawiono system zrzutu kapsuły wodnej do wybuchowego wytwarzania aerozolu wodnego.

Celem było opracowanie systemu w taki sposób, aby umożliwiał on naprowadzenie śmigłowca na pożar, uwolnił kapsułę wodną w odpowiednim momencie, a następnie zdetonował ładunek wybuchowy umieszczony wewnątrz niej na określonej wysokości nad celem.

W początkowym rozdziałach pracy zwięźle omówiono sposób wytwarzania aerozolu wodnego i wodno-proszkowego oraz obecnie stosowane metody gaszenia pożarów z powietrza. Przedstawiono założenia dotyczące działania systemu, jak również zasady funkcjonowania globalnych systemów pozycjonowania.

W kolejnych, w pełni twórczych rozdziałach przedstawiono analizę teoretyczną lotu kapsuły, rozważając możliwości rozwiązań numerycznych; analizę teoretyczną błędu trafienia; budowę systemu oraz wyniki badań doświadczalnych.

Głównym elementem systemu jest znajdujący się na pokładzie śmigłowca komputer sterujący. Komunikuje się on z odbiornikiem GPS, dostarczającym informacje o aktualnym położeniu i prędkości; mikrokomputerem komunikacyjnym, za pośrednictwem którego otrzymuje istotne informacje z centrum dowodzenia (m.in. współrzędne celu) oraz wysyła dane dotyczące parametrów lotu. Komputer wyznacza trajektorię lotu kapsuły wodnej z użyciem metody numerycznej Rungego–Kutty. Obliczoną wartość opóźnienia detonacji od momentu uwolnienia kapsuły wysyła do programatora zapalnika umieszczonego wewnątrz kapsuły.

Wielowątkowa aplikacja komputera sterującego została opracowana w środowisku LabVIEW i działa w systemie czasu rzeczywistego. Wszystkie niezbędne informacje dotyczące pracy aplikacji wyświetlane są na panelu pilota.

Testowanie systemu odbyło się w trzech etapach. Pierwszy miał za zadanie weryfikację doświadczalną, opisanego w rozdziale szóstym modelu teoretycznego lotu kapsuły wodnej oraz opisanego w rozdziale drugim modelu rozprzestrzeniania się chmury aerozolu wodnego. Badano skuteczność gaśniczą aerozolu (uzyskane wyniki są tematem odrębnej pracy doktorskiej [45]) oraz bezpieczeństwo zastosowanej metody jego wytwarzania.

Drugi oraz trzeci etap był właściwym testem wszystkich urządzeń wchodzących w skład systemu zrzutu. Przeprowadzono około 20 lotów z podwieszoną kapsułą wodną w tym 1/3 z nich z pełnym uzbrojeniem. Wykonano szereg testów naziemnych oraz lotów próbnych mających na celu weryfikację poprawności działania systemu naprowadzania na cel zarówno od strony doboru właściwego algorytmu obliczania odległości do celu oraz kąta odchylenia od prawidłowego kursu jak też od strony sprzętowej, polegającej na sprawdzeniu zasięgu urządzeń przesyłających dane oraz odporności elementów składowych systemu na niekorzystne warunki środowiskowe (loty w różnych warunkach pogodowych, przy włączonych urządzeniach pokładowych powodujących silne zakłócenia).

Próby na celność dały w wyniku następujące wartości niepewności rozszerzonych dla zasięgu: $U(x) = 5,9$ m w drugim etapie badań oraz $U(x) = 10,5$ m w trzecim etapie badań.

Uzyskane rezultaty są na tyle zadowalające, że pozwolą na praktyczną implementację systemu po wykonaniu dodatkowych prac w zakresie wykonania oraz zabezpieczenia kapsuły przed wylewaniem i przemieszczaniem się wody w jej obrębie, jak również odpowiedniej stabilizacji kapsuły podczas lotu. Te dwa elementy mają największy wpływ na współczynniki oporu aerodynamicznego, a tym samym na celność, co zostało pokazane w analizie teoretycznej i udowodnione podczas prób praktycznych. Próby, w których kapsuła zachowywała się poprawnie były zdecydowanie bardziej celne (rozdziały 8.2 i 8.3).

Na podstawie badań eksperymentalnych przeprowadzonych w drugim i trzecim etapie z wykorzystaniem geodezyjnych odbiorników GPS można powiedzieć, że w analizowanym okresie czasu segment kosmiczny systemu GPS (oraz systemu GLONASS) polepszył swoje funkcjonowanie co objawiało się większą liczbą obserwowanych w zakresie widoczności helikoptera satelitów oraz pozyskiwanych w wyniku tego statusach dokładnościowych pomiarów. Podczas pierwszych prób obserwowano spadek liczby dostępnych satelitów (ich sygnałów) przy lotach z kierunku południowego na północny, a 7 miesięcy później problem ten już nie występował. Przed właściwymi nalotami z kapsułą wodną testowano w powietrzu jakość i siłę sygnału GPS i w wyniku próbnego lotu zdecydowano (ze względów bezpieczeństwa) na loty z północy na południe. Przyczyną poprawy jakości sygnału GPS było zwiększenie liczby satelitów oraz poprawienie ich funkcjonowania przez stacje kontrolne.

Jednocześnie, podjęto próbę zastąpienia poprawek otrzymywanych przez własną stację referencyjną, poprawkami przesyłanymi przez sieć ASG-EUPOS. Jednak ze względu na osiągnięte prędkości lotu, zmianę kierunku lotu helikoptera sygnał ten był niestabilny i wykonane próby nie pozwoliły na zastosowanie tej metody, jako docelowej.

Badania przeprowadzone w ramach pracy pozwoliły ustalić wytyczne dla praktycznej implementacji systemu. Konieczne jest przede wszystkim dopracowanie konstrukcji kapsuły wodnej (mocowanie kołnierza) oraz mocowania spadochronu tak, aby zminimalizować możliwość wylewania się wody i związanej z tym zmianą powierzchni czołowej, a tym samym współczynników oporu aerodynamicznego. Wydaje się również, że w niedalekiej przyszłości, ze względu na koszty i wygodę korzystania należy uwzględnić możliwość pozyskiwania poprawek dla systemu GPS z serwisu ASG-EUPOS, co pozwoliłoby na rezygnację z naziemnej stacji referencyjnej.

Na podstawie prób doświadczalnych określono również zalecane parametry nalotu śmigłowca:

- wysokość kapsuły nad celem ok. 100 m,
- prędkość rzędu 100 km/h,
- kąt nalotu na cel poniżej 5 stopni,
- unikanie wiatru bocznego, ze względu na trudności z ustabilizowaniem kapsuły.

Takie wartości parametrów pozwalają uwolnić kapsułę w odległości ok. 100 metrów od celu, co pozwala na bezpieczny odwrót od centrum pożaru.

Powyższe parametry mogą się różnić w zależności od warunków środowiskowych (rodzaj pożaru i jego rozległość).

Do najważniejszych oryginalnych osiągnięć i pierwiastków nowości rozprawy autor zalicza:

- przeprowadzenie teoretycznej analizy lotu kapsuły wodnej, w wyniku czego uzyskano równania opisujące jej lot,
- przeprowadzenie analizy możliwości rozwiązania uzyskanych równań w systemie komputerowym,
- wykonanie symulacji z użyciem różnych metod obliczeniowych pod kątem ich dokładności, jak również szybkości obliczeń (co ma niezwykle istotne znaczenie w systemie mającym działać w czasie rzeczywistym) na dwóch potencjalnych platformach docelowych – komputerze przemysłowym z magistralą PXI oraz specjalizowanym kontrolerze CompactRIO. Na podstawie przeprowadzonych symulacji wybrano metodę RK(4,4) i zaimplementowano ją w komputerowym systemie wspomagania zrzutu.
- opracowanie protokołów transmisji między komputerem pokładowym a mikrokomputerem komunikacyjnym oraz programatorem zapalnika,
- oprogramowanie urządzeń pokładowych (komputera nadrzędnego, mikrokomputera komunikacyjnego oraz panelu dotykowego),

- przetestowanie działania aplikacji komputera pokładowego pod kątem spełnienia założonych wymogów czasowych,
- przeprowadzenie doświadczalnej weryfikacji działania zaproponowanego modelu systemu na poligonie – zbudowanie stanowiska pomiarowego oraz opracowanie wyników pomiarów.

Próby doświadczalne uzupełniono o symulacje z zastosowaniem metody Monte Carlo (rozdział 8.4). Wyniki potwierdziły założenia systemu co do celności i zalecanych parametrów nalotu. Uzyskanie większych dokładności od zakładanych jest możliwe przy mniejszym rozrzucie parametrów aerodynamicznych kapsuł (współczynników k i b).

Próby poligonowe dowiodły skuteczności opisywanego systemu - uzyskano sprawnie działające narzędzie do naprowadzania śmigłowca na cel, wyzwolenia kapsuły w odpowiednim momencie, jej detonacji oraz rejestracji przebiegu lotu.

Poszczególne elementy systemu zostały dobrane tak, aby zapewnić jak najlepszą niezawodność w niesprzyjających warunkach środowiskowych. Zastosowanie zapalnika z trzema rodzajami zabezpieczeń oraz podwieszenie kapsuły na linie długości 30÷40 metrów zapewnia bezpieczeństwo podczas jej transportu (rozdział drugi).

Zastosowanie rejestracji najważniejszych parametrów lotu umożliwia bieżący monitoring zachowania statku powietrznego i aparatury oraz pozwala na późniejszą analizę przeprowadzonych lotów.

Uzyskane wyniki potwierdziły poprawność koncepcji budowy systemu i mogą być podstawą do kontynuacji dalszych prac w kierunku badań wdrożeniowych – uzyskania certyfikacji na praktyczne zastosowanie do gaszenia pożarów.

System może zostać rozbudowany o dowolną ilość statków powietrznych, urządzenia znajdujące się na pokładzie śmigłowca nie wymagają dodatkowych zmian – konieczne jest tylko przypisanie odrębnego numeru ID śmigłowca do odpowiedniego komputera pokładowego.

Biorąc pod uwagę przedstawione w rozdziale 8. wyniki prób doświadczalnych oraz symulacji można uznać iż cel pracy został osiągnięty, a teza pracy w pełni udowodniona.

Proponowany system powinien docelowo współpracować z mapą numeryczną, z której pozyskiwane będą informacje dotyczące wybranych parametrów leśnych i środowiskowych miejsca pożaru. Poza gaszeniem pożarów system może być stosowany również w zdalnej dezaktywacji skażonych terenów oraz niszczeniu wybranych obiektów czy powierzchni. Jego zaletą, w porównaniu do obecnie stosowanych, jest możliwość działania w warunkach ograniczonej widoczności.

Bibliografia

- [1] Arendarski J.: *Niepewność pomiarów*. Wyd. 2. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej 2006. ISBN 83-7207-653-7.
- [2] *Bambi Bucket Systems* [online]. [dostęp 21.06.2009]. Dostępny w World Wide Web <http://www.sei-ind.com/>
- [3] Baron B., Piątek Ł.: *Metody numeryczne w C++ Builder*. Gliwice: Helion 2004. ISBN 83-7361-544-X.
- [4] Białkowski G.: *Mechanika klasyczna*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 1975.
- [5] Bielski A., Ciuryło R.: *Podstawy metod opracowania pomiarów*. Toruń: Zakład Poligrafii UMK 2001. ISBN 83-231-0910-9.
- [6] Bieńko W.: *O równaniach różniczkowych*. Warszawa: PZWS 1972.
- [7] Bitter R., Mohiuddin T., Nawrocki M. R.: *LabVIEW™ Advanced Programming Techniques*. Second Edition. New York: CRC Press 2007. ISBN 978-0-8493-2049-1.
- [8] Bogusz W., Grabarczyk J., Krok F.: *Podstawy fizyki*. Wyd. 4. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej 2010. ISBN 83-7207-859-9.
- [9] Boone B.: *Java™ dla programistów C i C++*. Wyd. 1. Warszawa: WNT 1998. ISBN 83-204-2265-5.
- [10] Bourg D.: *Fizyka dla programistów gier*. Gliwice: Helion 2003. ISBN 83-7361-152-5.
- [11] *CompactRIO Developers Guide* [online]. National Instruments 2009 [dostęp 10.09.2009]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [12] *cRIO-9012/9014. Operating instructions and specifications* [dostęp 14.06.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [13] Czarnecki K.: *Geodezja współczesna w zarysie*. Warszawa: Wydawnictwo Wiedza i Życie 1995. ISBN 83-86805-67-6.
- [14] Dierdorf D., Hawk J.: *Blast Initiated Deluge System. An Ultra-High-Speed Fire Suppression System*, Fire Suppression & Detection Research Application Symposium, Orlando, February 2006, Preprint AFRL-ML-Ty-TP-2006-4511.
- [15] Dygdała R., Kaczorowski M., Lewandowski D., **Śmigielski G.**, Stefański K., Borkowski J.: *Badanie wpływu właściwości detonacyjnych materiału wybuchowego na proces wybuchowego aerolizowania*. VII Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa, Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia i Bezpieczeństwa, Pułtusk, Październik 2008, s. 87-94.
- [16] Dygdała R., Kaczorowski M., Lewandowski D., **Śmigielski G.**, Stefański K., Papliński A.: *Analiza modelowa wybuchowego napędzania i dyspersji warstwy cieczy*. VII Międzynarodowa Konferencja Uzbrojeniowa, Naukowe Aspekty Techniki Uzbrojenia i Bezpieczeństwa, Pułtusk, Październik 2008, s. 95-104.
- [17] Dygdała R., Stefański K., Ingwer-Żabowska M., Kaczorowski M., Lewandowski D.: *Aerosol Produced by Explosive Detonation in a Water Bag as Fire Extinguishant*. 3rd International Conference IPOEX 2006, Ustroń – Jaszowiec, Czerwiec 2006.
- [18] Dygdała R., Stefański K., Papliński A., Lewandowski D., **Śmigielski G.**, Kaczorowski M.: *Physical foundations of water spray production using explosive metod*. 4rd International Conference IPOEX 2007, Ustroń – Jaszowiec, Czerwiec 2007.
- [19] Dygdała R., Stefański K., **Śmigielski G.**, Lewandowski D., Kaczorowski M.: *Aerosol Produced by Explosive Detonation*. Krajowy Kongres Metrologii, Kraków, Wrzesień 2007. *Pomiary, Automatyka, Kontrola*, Vol. 53, 9' 2007, s. 357-360.
- [20] Dygdała R., **Śmigielski G.**, Lewandowski D., Kaczorowski M.: *Badanie parametrów fali uderzeniowej powstającej przy wytwarzaniu aerozolu wodnego metodą wybuchową*. *Problemy Techniki Uzbrojenia*. Biuletyn Naukowy Wojskowego Instytutu Techniki Uzbrojenia. Zeszyt 104, Nr 4/2007, s. 71-77.

- [21] Eckel B.: *Thinking in Java*. Edycja polska. Wyd. 3. Gliwice: Helion 2003. ISBN 83-7361-133-9.
- [22] *Fastrack Supreme User Guide* [online]. [dostęp 11.04.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.wavecom.com>
- [23] French G. T.: *Understanding the GPS. An Introduction to the Global Positioning System. What It Is and How It Works*. Bethesda: GeoResearch 1996. ISBN 0-9655723-0-7.
- [24] *Getting Started with the LabVIEW Touch Panel Module for Windows CE Version 8.5* [online]. [dostęp 5.11.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [25] Hahn B., Valentine T. Daniel: *Essential MATLAB® for Engineers and Scientists*. Third Edition. Oxford: Elsevier 2007. ISBN 9-78-0-75-068417-0.
- [26] Heiskanen W., Moritz H.: *Physical Geodesy*. Institute of Physical Geodesy, Graz, 1981
- [27] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 2, s. 89-94.
- [28] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 3, s. 96-100.
- [29] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 4, 96-99.
- [30] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 5, 101-102.
- [31] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 6, 107-110.
- [32] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 7, 104-106.
- [33] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 8, 97-99.
- [34] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 9, 108-110.
- [35] Kaniewski P.: *System nawigacji satelitarnej GPS*. Elektronika Praktyczna, 2006, nr 10, 103-105.
- [36] Kernighan B. W., Ritchie D. M.: *Język ANSI C*. Wyd. 10. Warszawa: WNT 2007. ISBN 9788320433562.
- [37] Kołakowski J., Cichoński J.: *UMTS System telefonii komórkowej trzeciej generacji*. Wyd. 2. Warszawa: WKŁ 2008. ISBN 978-83-206-1670-5.
- [38] Kunz M.: *Globalny system pozycjonowania (GPS) dla tworzenia GIS*. W: Nienartowicz A., Kunz M. (red.) *GIS i teledetekcja w badaniach struktury i funkcjonowania krajobrazu*. Toruń: Wyd. UMK 2006. ISBN 83-86781-87-4.
- [39] *LabVIEW FPGA and CompactRIO Getting Started Tutorial* [online]. [dostęp 7.02.2009]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [40] Lamparski J., *NAVSTAR GPS. Od teorii do praktyki*. Olsztyn: Wyd. UWM 2001. ISBN 83-7299-144-8.
- [41] *Leica GPS1200. Dane techniczne* [online]. Leica Geosystems AG. [dostęp 15.05.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.leica-geosystems.com>
- [42] *Leica GPS1200. Instrukcja obsługi* [DVD-ROM]. Wersja 5.5. Leica Geosystems AG.
- [43] *Leica GPS1200. Podręcznik terenowy systemu* [DVD-ROM]. Wersja 5.5. Leica Geosystems AG.
- [44] *Leica GPS1200, 2007. Podręcznik programów* [DVD-ROM]. Wersja 5.5, Leica Geosystems AG.
- [45] Lewandowski D.: *Wytwarzanie aerozolu wodnego metodą wybuchową – aspekty metrologiczne*. Rozprawa doktorska. Wrocław: Wyd. PW (w przygotowaniu).

- [46] Liu Z., Kim A. K., Carpenter D.: *Extinguishment of large cooking oil pool fires by the use of water mist system*, Combustion Institute/Canada Section, Spring Technical Meeting, May 2004, pp. 1-6.
- [47] Łyszkowicz A.: *Geoida i jej praktyczne zastosowanie. Zastosowanie GPS w praktyce geodezyjnej*. Materiały szkoleniowe. Komputeropis. PAN Centrum Badań Kosmicznych, Warszawa 2006.
- [48] Łyszkowicz A., Jednolita sieć wysokościowa na obszarze Europy – stan obecny i perspektywy. *Zastosowanie GPS w praktyce geodezyjnej*. Materiały szkoleniowe. Komputeropis. PAN Centrum Badań Kosmicznych, Warszawa: 2006.
- [49] Marciniak A., Gregulec D., Karczmarek J.: *Podstawowe procedury numeryczne w języku Turbo Pascal*. Poznań: Nakom 1997. ISBN 83-85060-98-7.
- [50] Massalski J., Massalska M.: *Fizyka dla inżynierów*. T. 1. Warszawa: WNT 1971.
- [51] Matthew N., Stones R.: *Linux: Programowanie*. Warszawa: Wydawnictwo RM 1999. ISBN 83-7243-020-9.
- [52] Matyka M.: *Symulacje komputerowe w fizyce*. Gliwice: Helion 2002. ISBN 83-7197-713-1.
- [53] Mizerski W., Nowaczek W.: *Tablice fizyczno-astronomiczne*. Warszawa: Wydawnictwo Adamantan 2004. ISBN 83-7350-065-0.
- [54] *MOXA Protocol Converter Configuration and Programming Guide* [online]. [dostęp 7.04.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.moxa.com/>.
- [55] Mulas E.: *Przykłady symulacji komputerowej w fizyce*. Warszawa: Oficyna Wydawnicza Politechniki Warszawskiej 2006. ISBN 83-7207-562-X.
- [56] Nawrocki W.: *Rozproszone systemy pomiarowe*. Warszawa: WKŁ 2006. ISBN 978-83-206-1600-2.
- [57] *NI 9472/9474. Operating instructions and specifications* [online]. [dostęp 14.06.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [58] *NI 9421/9423. Operating instructions* [online]. [dostęp 14.06.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [59] *NI 9870. Operating instructions and specifications* [online]. [dostęp 14.06.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [60] *NI PXI-8195/8196 User Manual specifications* [online]. [dostęp 5.11.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [61] *NI PXI 6132/6133 Specifications* [online]. [dostęp 5.11.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [62] *NI PXI 8430 Specifications* [online]. [dostęp 5.11.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [63] *NMEA 0183 Standard* [online]. [dostęp 25.11.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.nmea.org/>.
- [64] Nowak A.: *Statystyka dla fizyków. Podręcznik*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 2002. ISBN 83-01-13702-9.
- [65] Orzechowski Z., Prywer J., Zarzycki R.: *Mechanika płynów w inżynierii środowiska*. Warszawa: WNT 2001. ISBN 83-204-2671-5.
- [66] Orzechowski Z., Prywer J., Zarzycki R.: *Zadania z mechaniki płynów w inżynierii środowiska*. Warszawa: WNT 2001. ISBN 83-204-2568-9.
- [67] Papiński A., Włodarczyk E.: *Modele teoretyczno-doświadczalne wybuchu paliwowo-powietrznego*. Warszawa: Wyd. ITWL 1987.
- [68] Paślawski J. (red.): *Wprowadzenie do kartografii i topografii*. Wrocław: Nowa Era 2006, Wrocław. ISBN 8374092297.
- [69] *Polska technika lotnicza Materiały historyczne 27 (10/2006)* [online]. Stowarzyszenie Młodych Inżynierów Lotnictwa [dostęp 21.06.2009]. Dostępny w World Wide Web <http://http://www.smil.org.pl/ptl/?id=wyklady>

- [70] Przewłocki S., *Geomatyka*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 2008. ISBN 9788301155292.
- [71] *PXI Hardware Specification Revision 2.2 ECN 1* [online]. [dostęp 23.04.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.pxisa.org/>.
- [72] *PXI – 1000 User Manual* [online]. [dostęp 23.04.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [73] *PZL W3-3A Sokół Multi-Purpose Helicopter* [online]. [dostęp 09.10.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.pzl.swidnik.pl/>.
- [74] Ralston A.: *Wstęp do analizy numerycznej*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 1975. ISBN 83-01-01626-4.
- [75] *SATELLINE-3AS User Guide* [online]. *Version 2.9* [dostęp 11.04.2008].
- [76] Shoigu S.: *The problem of fire disasters in Russia, including fires at Chernobyl-type nuclear plants*. *Annals of Burns and Fire Disasters*, Vol. 6, Number 3 (1993), pp. 187-189.
- [77] Siedow L. I.: *Analiza wymiarowa i teoria podobieństwa w mechanice*. Warszawa: WNT 1967.
- [78] Simon A., Walczyk M.: *Sieci komórkowe GSM/GPRS. Usługi i bezpieczeństwo*. Kraków: XYLAB 2002. ISBN 78-83-917724-0-9.
- [79] Sobczyk L., Kisza A.: *Chemia fizyczna dla przyrodników*. Wyd. 3. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 1981. ISBN 9788301024956.
- [80] Stebnovskii S. V.: *Pulsed Dispersion as the Critical Regime of Destruction of a Liquid Volume*. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2008, Vol. 44, No. 2. pp. 228–238.
- [81] Stefański K., Lewandowski D., Dygdała R., Kaczorowski M., Ingwer-Żabowska M., **Śmigielski G.**, Papliński A.: *Explosive Formation and Spreading of Water-Spray Cloud – Experimental Development and Model Analyses*. *Central European Journal of Energetic Materials*, 6 (3) 2009, s. 291-302.
- [82] Stefański K., Lewandowski D., Dygdała R., **Śmigielski G.**, Kaczorowski M., Ingwer-Żabowska M.: *Explosive formation and spreading of water-spray cloud - theoretical models and experiments*. *International Conference on Metrology of Environmental, Food and Nutritional Measurements, 2nd IMEKO TC19 Conference on Environment Measurement, MEFNM Budapest, September 2008*, pp. 56-58.
- [83] Sullivan J.D., Kingery Ch.: *High Explosive Dissemination for a High Explosive Air Bomb*, US Patent No. 5303653.
- [84] Sztajner J.: *Możliwości adaptacji wybuchowych metod gaszenia pożarów lasu (niemieckiej i hiszpańskiej) do warunków polskich*. Praca zaliczeniowa XV kursu specjalistów ochrony przeciwpożarowej. Warszawa: SGSP 1999.
- [85] Szydłowski H.: *Teoria pomiarów*. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 1981. ISBN 83-01-1843-7.
- [86] Śledziński J., *Satelitarny system wyznaczania pozycji w geodezji i nawigacji cz. III*. *Biuletyn NAWI* Nr 3 (5) 2005. s. 3-4.
- [87] **Śmigielski G.**, Dygdała R., Stefański K., Lewandowski D., Urbaniak W.: *Measuring shock-wave parameters during explosive water-spray production*. XIII Krajowa, IV Międzynarodowa Konferencja Naukowo–Techniczna Metrologia w Technikach Wytwarzania, Poznań – Żerków, Wrzesień 2009, s. 445-450.
- [88] **Śmigielski G.**, Dygdała R., Lewandowski D., Kunz M., Stefański K.: *High precision delivery of a water capsule. Theoretical model, numerical description, and control system*. *IMEKO XIX World Congress, Fundamental and Applied Metrology, Lisbon, September 2009*, s. 2208-2213.
- [89] **Śmigielski G.**, Lewandowski D., Dygdała R., Stefański K., Urbaniak W.: *Water capsule flight - a theoretical analysis, experimental setup and experimental verification*. *Metrology and Measurement Systems* 2/2009, s. 313-322.

- [90] **Śmigielski G.**, Lewandowski D., Dygdała R., Stefański K.: *Water capsule flight - a theoretical analysis and experimental verification*. International Conference on Metrology of Environmental, Food and Nutritional Measurements, 2nd IMEKO TC19 Conference on Environment Measurement, MEFNM Budapeszt, September 2008, s. 59-61.
- [91] **Śmigielski G.**, Lewandowski D., Kunz M., Dygdała R., Krzysztof Łutowicz, Drozd R.: *System zrzutu kapsuły wodnej do wybuchowego wytwarzania aerozolu wodnego*. XVII Międzynarodowa Konferencja Naukowo–Techniczna „Uzbrojenie 2009”, Pułtusk, Październik 2009, s. 323-329.
- [92] Świsulski D.: *Komputerowa technika pomiarowa. Oprogramowanie wirtualnych przyrządów pomiarowych w LabVIEW*. Warszawa: AGENDA Wydawnicza PAK 2005. ISBN 83-87982-56-3.
- [93] Taylor J. R., *Wstęp do analizy błęd pomiarowego*. Wyd. 2. Warszawa: Wydawnictwo Naukowe PWN 1999. ISBN 83-01-1287-63.
- [94] *TOPCON GB-1000 Operator's Manual* [online]. Topcon Positioning Systems. [dostęp 12.03.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.topcongps.com>
- [95] *TPC-2106/2106T User Manual* [online]. [dostęp 5.11.2007]. Dostępny w World Wide Web <http://www.ni.com/>.
- [96] Travis J., Kring J.: *LabVIEW for Everyone: Graphical Programming Made Easy and Fun*. Third Edition. New Jersey: Prentice Hall Professional 2007. ISBN 978-0-13-185672-1.
- [97] *UC-7400 Hardware User's Manual* [online]. [dostęp 7.04.2008]. Dostępny w World Wide Web <http://www.moxa.com/>.
- [98] *Vademecum Teleinformatyka*. T. 1. Red. T. Boczyński, T. Janosz, S. Kaczmarek. Warszawa: IDG Poland S.A. 1999. ISBN 83-903252-3-3.
- [99] *Vademecum Teleinformatyka*. T. 2. Red. T. Boczyński, T. Janosz, S. Kaczmarek. Warszawa: IDG Poland S.A. 2002. ISBN 83-903252-5-X.
- [100] Wesołowski K.: *Systemy radiokomunikacji ruchomej*. Wyd. 3. Warszawa: WKŁ 2003. ISBN 83-206-1469-4.
- [101] Zukas A. A., Walters W. P. (eds.): *Explosive Effects and Applications*, New York: Springer 2003. ISBN 9780387955582.
- [102] Zieliński J., Łyszkowicz A.: *Podstawy geodezyjnych systemów satelitarnych. Zastosowanie GPS w praktyce geodezyjnej*. Materiały szkoleniowe. Komputeropis. Warszawa: PAN Centrum Badań Kosmicznych 2006.
- [103] Zalewski A., Cegiela R.: *Matlab. Obliczenia numeryczne i ich zastosowania*. Poznań: Nakom 2000. ISBN 83-85060-85-5.

Dodatek A Wpływ wiatru bocznego na lot kapsuły

W rozważaniach w rozdziale 6. pominięta została składowa boczna wiatru. Wiatr boczny miał negatywny wpływ na stabilizację kapsuły, dlatego też właściwe loty przeprowadzane były głównie pod wiatr.

W przypadku lotów z wiatrem bocznym wypadkowa prędkość kapsuły v_{wyp} względem ziemi jest sumą wektorową prędkości własnej kapsuły v_x oraz prędkości wiatru v_w .

Składowa równoległa wiatru (rzut wektora prędkości wiatru na kierunek wektora prędkości wypadkowej) jest opisana zależnością:

$$v_{wr} = v_w \cos \gamma, \quad (\text{A.1})$$

natomiast składowa prostopadła wiatru (rzut wektora prędkości wiatru na kierunek prostopadły do wektora prędkości wypadkowej):

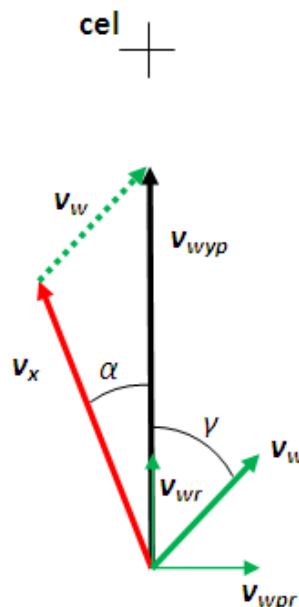
$$v_{wpr} = v_w \sin \gamma, \quad (\text{A.2})$$

gdzie γ – kąt między wektorem prędkości wiatru, a kierunkiem wyznaczonym przez punkty położenia kapsuły i celowania.

W przypadku występowania wiatru bocznego właściwy nalot powinien odbywać się pod pewnym kątem α do kierunku kursu normalnego (kurs w przypadku braku wiatru bocznego). Wartość tego kąta wynosi:

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{v_{wpr}}{v_x}\right). \quad (\text{A.3})$$

Kąt powinien być tym większy, im mniejsza jest prędkość własna kapsuły.



Rys. A.1. Rozmieszczenie wektorów prędkości kapsuły i wiatru. Wpływ wiatru bocznego v_w wymaga korekcji kierunku lotu o kąt α w stosunku do lotu bez obecności wiatru bocznego

Prędkość wypadkowa w tym przypadku wynosi:

$$v_{wyp} = v_x \cos \alpha + v_{wr} \quad (\text{A.4})$$

Wiatr wiejący zgodnie ze zwrotem wektora prędkości kapsuły powoduje zmniejszenie siły oporu, w związku z czym równania opisujące toru ruchu dla przypadku Bernoulliego są następujące:

$$\begin{cases} OX : ma_x(t) = -b\sqrt{(v_x(t) \cos \alpha - v_{wr})^2 + (v_z(t) - v_2)^2} (v_x(t) \cos \alpha - v_{wr}) \\ OZ : ma_z(t) = -mg - k\sqrt{(v_x(t) \cos \alpha - v_{wr})^2 + (v_z(t) - v_2)^2} (v_z(t) - v_2) \end{cases} \quad (\text{A.5})$$

W szczególnym przypadku, dla kąta $\gamma = 0^\circ$, wektor prędkości wiatru ma tylko składową równoległą v_{wr} ($v_{wpr} = 0$), wobec czego $\alpha = 0^\circ$, a prędkość wypadkowa wynosi: $v_{wyp} = v_x + v_{wr}$. Dla oznaczeń przyjętych jak na rysunku 6.2 ($v_{wr} = v_1$) układ równań (A.5) przyjmie postać układu (6.12):

$$\begin{cases} OX : ma_x(t) = -b\sqrt{(v_x(t) - v_1)^2 + (v_z(t) - v_2)^2} (v_x(t) - v_1) \\ OZ : ma_z(t) = -mg - k\sqrt{(v_x(t) - v_1)^2 + (v_z(t) - v_2)^2} (v_z(t) - v_2) \end{cases} \quad (\text{A.6})$$

Dodatek B Metody Rungego-Kutty

Dane jest równanie różniczkowe zwyczajne postaci (B.1) z warunkiem początkowym (B.2) - zagadnienie Cauchy'ego [52,74,77]:

$$\frac{dy(t)}{dt} = f(y, t), \quad (\text{B.1})$$

$$y(t_0) = y_0. \quad (\text{B.2})$$

Równanie to opisuje zmianę funkcji y przy przyroście parametru t . s – krokowa metoda Rungego-Kutty (RK) rzędu p zdefiniowana jest następująco:

$$\begin{cases} y_{n+1} = y_n + \sum_{i=1}^s w_i k_i \\ k_i = hf \left(t_n + h\alpha_i, y_n + \sum_{j=1}^s \beta_{ij} k_j \right) \end{cases} \quad (\text{B.3})$$

Najważniejszym kryterium, jakie musi spełniać każda metoda całkowania równań różniczkowych, jest zgodność metody – wymagane, aby metoda odtwarzała wyjściowy problem Cauchy'ego w granicy nieskończenie małych kroków. Warunkiem zgodności metod RK jest:

$$\sum_{i=1}^s w_i = 1. \quad (\text{B.4})$$

Współczynniki metody RK zapisuje się na ogół w postaci tabeli postaci:

$$\begin{array}{c|cccc} \alpha_1 & \beta_{11} & \beta_{12} & \dots & \beta_{1s} \\ \alpha_2 & \beta_{21} & \beta_{22} & \dots & \beta_{2s} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \alpha_s & \beta_{s1} & \beta_{s2} & \dots & \beta_{ss} \\ \hline & w_1 & w_2 & \dots & w_s \end{array} \quad (\text{B.5})$$

Współczynniki metod RK rzędu p otrzymuje się rozwijając obie strony wyrażenia

$$y_{n+1} - y_n = h \sum_i w_i k_i \quad (\text{B.6})$$

w szereg potęgowy względem h z dokładnością do wyrazów rzędu $O(h^{p+1})$ i żądając równości współczynników rozwinięcia.

Jedną z najczęściej stosowanych metod RK jest jawna metoda punktu środkowego:

$$\left\{ \begin{array}{l} k_1 = hf(t_n, y_n) \\ k_2 = hf\left(t_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_1\right) \\ k_3 = hf\left(t_n + \frac{1}{2}h, y_n + \frac{1}{2}k_2\right) \\ k_4 = hf(t_n + h, y_n + k_3) \\ y_{n+1} = y_n + \frac{1}{6}k_1 + \frac{1}{3}k_2 + \frac{1}{3}k_3 + \frac{1}{6}k_4 \end{array} \right. \quad (\text{B.8})$$

- metoda RK(5,6)
- metoda RK(6,8)
- metoda Mersona – RK(4,5)
- metoda Scratona – RK(4,5)

Dodatek C Wyniki przeprowadzonych symulacji

W tabelach poniżej przedstawiono wyniki obliczeń symulacyjnych zasięgu oraz czasu lotu kapsuły wodnej dla różnych parametrów wejściowych (wysokości lotu H , prędkości lotu v_0 , prędkości prądów poziomych v_1 i pionowych v_2 , współczynników oporu poziomego k i pionowego b oraz masy kapsuły m)

Tabela C.1. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =60 m/s					
v ₁ =0 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	324	5,412	286	4,766
b=0,1	k=2,0	290	4,950	271	4,574
b=0,1	k=3,0	314	5,381	282	4,760
b=0,4	k=1,0	250	4,550	252	4,394
b=0,5	k=0,5	237	4,386	245	4,313
b=1,0	k=1,0	222	4,520	237	4,386
b=1,0	k=2,0	235	4,830	245	4,545
b=2,0	k=3,0	205	5,028	228	4,672

Tabela C.2. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =30 m/s					
v ₁ =-10 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	150	5,014	138	4,600
b=0,1	k=2,0	139	4,726	133	4,472
b=0,1	k=3,0	147	5,003	136	4,598
b=0,4	k=1,0	123	4,463	125	4,349
b=0,5	k=0,5	118	4,346	122	4,291
b=1,0	k=1,0	110	4,449	118	4,340
b=1,0	k=2,0	114	4,676	121	4,460
b=2,0	k=3,0	98	4,853	112	4,561

Tabela C.3. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =40 m/s					
v ₁ =10 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	194	4,846	181	4,527
b=0,1	k=2,0	183	4,627	176	4,426
b=0,1	k=3,0	192	4,840	180	4,526
b=0,4	k=1,0	171	4,421	170	4,328
b=0,5	k=0,5	166	4,326	168	4,281
b=1,0	k=1,0	162	4,414	166	4,326
b=1,0	k=2,0	169	4,601	169	4,420
b=2,0	k=3,0	161	4,760	165	4,506

Tabela C.4. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =30 m/s					
v ₁ =10 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	141	4,703	134	4,463
b=0,1	k=2,0	135	4,541	131	4,385
b=0,1	k=3,0	140	4,701	133	4,463
b=0,4	k=1,0	128	4,383	128	4,309
b=0,5	k=0,5	126	4,308	126	4,272
b=1,0	k=1,0	124	4,380	126	4,308
b=1,0	k=2,0	128	4,530	128	4,383
b=2,0	k=3,0	125	4,669	126	4,455

Tabela C.5. Wyniki symulacji

H=200 m					
v ₀ =30 m/s					
v ₁ =-10 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	243	8,135	212	7,086
b=0,1	k=2,0	214	7,396	200	6,766
b=0,1	k=3,0	233	8,095	209	7,079
b=0,4	k=1,0	177	6,738	182	6,465
b=0,5	k=0,5	165	6,455	175	6,325
b=1,0	k=1,0	147	6,701	165	6,455
b=1,0	k=2,0	157	7,246	172	6,731
b=2,0	k=3,0	122	7,658	152	6,969

Tabela C.6. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =30 m/s					
v ₁ =0 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	145	4,846	136	4,527
b=0,1	k=2,0	137	4,627	132	4,426
b=0,1	k=3,0	143	4,840	135	4,526
b=0,4	k=1,0	126	4,421	127	4,328
b=0,5	k=0,5	122	4,326	125	4,281
b=1,0	k=1,0	118	4,414	122	4,326
b=1,0	k=2,0	122	4,601	125	4,420
b=2,0	k=3,0	114	4,760	120	4,506

Tabela C.7. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =30 m/s					
v ₁ =0 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =10 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	167	5,589	145	4,834
b=0,1	k=2,0	149	5,060	138	4,619
b=0,1	k=3,0	164	5,577	144	4,832
b=0,4	k=1,0	131	4,610	129	4,418
b=0,5	k=0,5	124	4,415	125	4,325
b=1,0	k=1,0	120	4,598	124	4,415
b=1,0	k=2,0	130	5,010	129	4,608
b=2,0	k=3,0	121	5,403	125	4,797

Tabela C.8. Wyniki symulacji

H=100 m					
v ₀ =20 m/s					
v ₁ =0 m/s		600 kg		1200 kg	
v ₂ =0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	94	4,703	89	4,463
b=0,1	k=2,0	90	4,541	87	4,385
b=0,1	k=3,0	93	4,701	89	4,463
b=0,4	k=1,0	85	4,383	85	4,309
b=0,5	k=0,5	82	4,308	84	4,272
b=1,0	k=1,0	80	4,380	82	4,308
b=1,0	k=2,0	83	4,530	84	4,383
b=2,0	k=3,0	78	4,669	81	4,455

Tabela C.9. Wyniki symulacji

H=100 m					
v₀=40 m/s					
v₁=-10 m/s		600 kg		1200 kg	
v₂=0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=3,0	208	5,203	187	4,680
b=0,1	k=2,0	188	4,835	179	4,522
b=0,1	k=3,0	202	5,184	185	4,677
b=0,4	k=1,0	164	4,506	167	4,371
b=0,5	k=0,5	156	4,366	163	4,302
b=1,0	k=1,0	144	4,485	156	4,366
b=1,0	k=2,0	151	4,753	160	4,502
b=2,0	k=3,0	128	4,943	147	4,617

Tabela C.10. Wyniki symulacji

H=100 m									
v₀=30 m/s									
v₁=0 m/s		600 kg		660 kg		1200 kg		1080 kg	
v₂=0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]	x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=0,5	130	4,330	130	4,321	128	4,282	129	4,287
b=0,4	k=1,0	126	4,421	126	4,404	127	4,328	127	4,339
b=0,5	k=0,5	122	4,326	123	4,318	125	4,281	124	4,286
b=1,0	k=2,0	122	4,601	123	4,568	125	4,420	125	4,440
b=2,0	k=3,0	114	4,760	115	4,715	120	4,506	119	4,535

Tabela C.11. Wyniki symulacji

v₀=30 m/s		H=80 m		H=75 m		H=80 m		H = 75 m	
v₁=0 m/s		600 kg		600 kg		1200 kg		1200 kg	
v₂=0 m/s		x [m]	t [s]	x [m]	t [s]	x [m]	t [s]	x [m]	t [s]
b=0,01	k=0,5	114	3,793	109	3,647	113	3,758	108	3,615
b=0,4	k=1,0	111	3,861	107	3,710	111	3,792	107	3,647
b=0,5	k=0,5	108	3,791	104	3,645	110	3,757	106	3,615
b=1,0	k=2,0	108	3,994	104	3,832	110	3,860	106	3,709
b=2,0	k=3,0	101	4,113	98	3,941	106	3,924	103	3,768

Dodatek D System PXI

PXI - PCI eXtensions for Instrumentation - jest otwartym, modułowym standardem komputerów klasy PC, stosowanych dla potrzeb pomiarów i automatyki przemysłowej, opracowanym w National Instruments w 1997 roku [56].

Magistrala PXI łączy szybkość oraz parametry elektryczne magistrali PCI z odpornością i zaawansowanymi możliwościami kontroli czasu oraz synchronizacji CompactPCI.

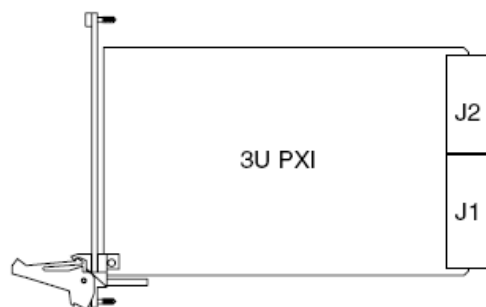
System PXI tworzą trzy podstawowe komponenty: obudowa (ang. *chassis*), kontroler systemowy oraz moduły dodatkowe [56,71].



Rys. D.1. System PXI

Obudowa zawiera główną płytę montażową (ang. *backplane*) z kieszeniami (ang. *slot*) oraz dwoma typami złączy magistrali systemowej. Wydajne wentylatory doprowadzające powietrze przez system filtrów oraz specjalnie ukształtowane wnętrze umożliwiają jednolity przepływ powietrza przez obudowę. Minimalizuje to ryzyko nadmiernego wzrostu temperatury i zapewnia bezawaryjne działanie komputera.

Moduły są wykonane w formie płytek drukowanych o rozmiarach Eurokarty: 160 mm na 100 mm (3U) i 160 mm na 233 mm (6U). Każdy moduł jest wyposażony w dwa złącza: J1 łączące sygnały 32-bitowej szyny danych PCI oraz J2 łączące pozostałe sygnały tej magistrali [27].

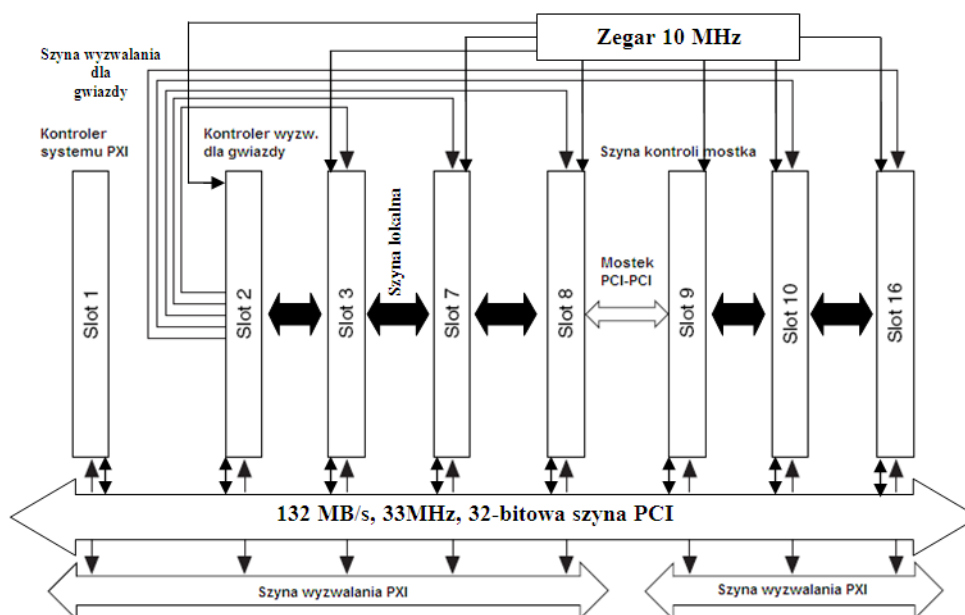


Rys. D.2. Moduł PXI [71]

W skład magistrali PXI wchodzi [56]:

- magistrala PCI (w wersji standardowej 32 bitowa, taktowana z częstotliwością 33 MHz)
- szyny lokalne, łączące sąsiadujące moduły

- linia systemowego zegara referencyjnego
- szyna wyzwalania (ang. *PXI Trigger Bus*)
- szyna wyzwalania połączenia w gwiazdę (ang. *Star Trigger Bus*)



Rys. D.3. Schemat rozproszony sygnałów PXI dla dwóch segmentów [56,61]

W architekturze komputera magistrala PCI jest najbliższej procesora i dlatego szybkość transmisji danych po tej magistrali jest największa.

PCI w urządzeniu PXI cechują te same właściwości co PCI zwykłego peceta:

- 32- i 64-bitowa szyna danych
- taktowanie szyny danych 33/66 MHz
- możliwość rozszerzenia systemu poprzez mostki PCI-PCI
- napięcie zasilania 3,3V
- możliwość rozpoznawania i automatycznej konfiguracji dołączanych urządzeń (z wykorzystaniem technologii *plug & play*)

Jedynym wyjątkiem jest możliwość zastosowania do 7 modułów na jeden segment magistrali (w komputerze klasy PC do 4). Szybkość transmisji danych w wersji standardowej 32-bitowej wynosi 132 megabajty na sekundę, a w wersji 64-bitowej – 264 MB/s. Jest to najszybsza osiągalna transmisja danych magistralą systemu pomiarowego.

Szyny lokalne liczą po 13 linii każda; mogą transmitować szybkie sygnały TTL jak również sygnały analogowe do 42 V.

Szyna wyzwalania składa się z 8 linii, służącymi do synchronizowania działania poszczególnych modułów, a także układów w jednym module.

Szyna wyzwalania połączenia w gwiazdę zapewnia wysokiej jakości synchronizację pracy modułów dzięki połączeniu w gwiazdę sygnałów synchronizacji i wyzwalania. Zasadnicza konfiguracja systemu pomiarowego PXI jest liniowa (magistralowa). Źródłem sygnałów synchronizacji i wyzwalania jest specjalny kontroler wyzwalania.

Zegar systemowy o częstotliwości 10 MHz jest doprowadzony do wszystkich modułów wchodzących w skład systemu pomiarowo – kontrolnego w systemie i umożliwia ich precyzyjną synchronizację z opóźnieniem poniżej 1 ns.

Kontrolerem systemowym może być odpowiednio skonfigurowany komputer (wyposażony w ExpressCard MXI (ang. *Multisystem eXtension Interface*) lub PCMCIA

CardBus). Najczęściej jednak jest to wbudowany kontroler PXI, o rozmiarach pozwalających na umieszczenie go w obudowie wraz z modułami.

PXI umożliwia dostosowanie konfiguracji komputera przez użytkownika w zależności od potrzeb, zarówno w warstwie sprzętowej poprzez odpowiedni dobór kart pomiarowych lub układów wyjściowych jak i programowej poprzez programowanie algorytmów diagnostycznych, sterujących lub kontrolnych dostosowanych do konkretnych obiektów.

Ponieważ do grupy przemysłowej promującej system PXI należy ponad 60 firm, dostępnych jest przeszło 1000 modułowych przyrządów pomiarowych obejmujących przetworniki analogowo-cyfrowe, multimetry, generatory sygnałowe, układy akwizycji danych, multipleksery analogowe, przełączniki w.cz i wiele innych.

Ze względu na to, że PXI jest oparty o standard PC jakim jest PCI, oprogramowanie może być przenoszone między tymi dwiema platformami. Aplikacje można pisać z użyciem LabVIEW, Visual Basic oraz Visual C/C++ .

Dodatek E Środowisko LabVIEW

LabVIEW (*LABoratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench*) jest graficznym środowiskiem projektowania opracowanym w roku 1986 przez amerykańską firmę National Instruments. Aplikacja stworzona w LabVIEW w założeniu ma odwzorowywać wygląd jak i działanie rzeczywistego przyrządu np. oscyloskopu, generatora czy multimetru. Stąd też program napisany w LabVIEW jest nazywany przyrządem wirtualnym (*virtual instrument*) lub krótko programem VI [28-30].

Program VI składa się z trzech komponentów:

- pulpitu (front panel),
- diagramu (block diagram),
- ikony ze złączami (icon & connector panel).

Pulpit pełni rolę interfejsu użytkownika. Wizualnie odpowiada rozwiązaniom płyt czołowych urządzeń pomiarowych. Buduje się go z pomocą elementów sterujących (control) i prezentacyjnych (indicator), które stanowią porty wejściowe i wyjściowe programu VI. Elementami sterującymi są pokręta, przyciski, przełączniki itp. Symulują one elementy nastawcze fizycznych urządzeń i dostarczają danych wejściowych do diagramu VI. Do elementów prezentacyjnych zalicza się wyświetlacze numeryczne, alfanumeryczne, diody, wyświetlacze graficzne (wykresy), tabele itp. Symulują one elementy prezentacyjne fizycznych urządzeń i wyświetlają dane dostarczane przez diagram.

Diagram (blokowy) jest interfejsem programisty, który umożliwia zapis kodu programu w języku graficznym G (GOOP – *ang. G Object - Oriented Programming*). Składa się z terminali (terminals) stanowiących wejściowe i wyjściowe porty wymieniające informacje pomiędzy panelem czołowym a diagramem blokowym oraz węzłów (nodes) - elementów wykonujących operacje na danych (funkcje, struktury, operatory).

Budowanie programu w języku G polega na odpowiednim łączeniu powyższych elementów przy pomocy przewodów (wires). Kolejność wykonywania poszczególnych operacji jest uzależniona od przepływu danych – najpierw wykonywane są te elementy programu, które nie wymagają żadnych danych wejściowych. Inną kolejność wykonywania wybranych fragmentów aplikacji można osiągnąć przy pomocy odpowiednich struktur dostępnych w środowisku.

Odpowiedniki funkcji oraz procedur znajdują się w palecie Functions dostępnej z poziomu diagramu, można tam znaleźć funkcje matematyczne, logiczne, operujące na ciągach znaków, tablicach oraz rekordach; funkcje porównania, czasowe, dialogowe, operacji plikowych, analizy i obróbki sygnałów, komunikacji z użyciem różnych protokołów i interfejsów. Poza tym producent oprogramowania oferuje szereg modułów dodatkowych dedykowanych specjalnie do pomiarów, sterowania, kontroli i symulacji.

Programy przeznaczone dla systemu czasu rzeczywistego LabVIEW RT nie mogą korzystać z pewnych funkcji pakietu: obsługi baz danych, elementów ActiveX, funkcji typowych dla środowiska WINDOWS (np. obsługujących rejestr), dialogowych, graficznych, dźwiękowych oraz obliczeniowych zbudowanych na bazie środowiska MATLAB.

Do projektu można dołączyć dowolną ilość programów VI, jednak tylko jeden z nich może być uruchomiony na komputerze docelowym. W procesie testowania istnieje możliwość uruchamiania aplikacji bezpośrednio z komputera - hosta. Gdy aplikacja jest gotowa można ją umieścić na komputerze PXI i skonfigurować tak, aby uruchamiała się wraz z jego startem.

Dodatek F Komunikacja odbiorników GPS z innymi urządzeniami

Odbiorniki GPS dostarczają dane w postaci różnych formatów. Jednym z najpopularniejszych z nich jest standard NMEA (ang. *National Marine Electronics Association*).

Ogólny format ramki danych standardu NMEA wygląda następująco:

\$AACCc,c-c*hh<CR><LF>

gdzie:

\$: początek ramki

AA:

pole adresowe, zawierające informację na temat typu odbiornika

GP – Global Positioning System (GPS)

GL – GLONASS

GN – Global Navigation Satellite System (GNSS)

CCC:

pole adresowe, określające typ wiadomości

c-c: blok danych, kolejne pola oddzielone przecinkami

*****: separator sumy kontrolnej

hh: suma kontrolna, liczona ze wszystkich znaków z wyjątkiem '\$' i '**'

<CR><LF>: koniec ramki – (powrót karetki, przesunięcie linii)

Standard NMEA przewiduje kilkadziesiąt rodzajów wiadomości obejmujących informacje na temat położenia (długości, szerokości geograficznej, wysokości) w różnych układach jednostek oraz błędów jego wyznaczenia; prędkości i kierunku poruszania się; czasu i daty; prędkości i kierunku wiatru, temperatury powietrza; prędkości i kierunku wody, temperatury wody; widoczności i charakterystyki satelitów.

Podstawową wiadomością, którą muszą nadawać wszystkie odbiorniki GPS jest **RMC** (ang. *Recommended minimum of data*) zawierająca m.in. dane o położeniu (długość i szerokość geograficzna) oraz prędkość wyrażoną w węzłach.

Tabela F.1. Wiadomość RMC

Pole	Nazwa	Przykład	Opis
1	\$	-	początek ramki
2	GN		prefiks określający typ urządzenia
3	RMC		identyfikator wiadomości
4	Czas uniwersalny	181422	18:14:22 czasu uniwersalnego UTC
5	Status odebranych danych	A	A – ważne, V – błędne
6	Szerokość geograficzna	521345	52 ⁰ 13.45'
7	Półkula szerokości geograficznej	N	N – północna, S – południowa
8	Długość geograficzna	1700923	170 ⁰ 9.23'
9	Półkula długości geograficznej	E	E – wschodnia, W – zachodnia
10	Prędkość w węzłach	12.3	12.3 węzły
11	Kierunek przemieszczania	9	9 ⁰
12	Data UTC	191104	19.11.2004
13	Deklinacja magnetyczna	5	5 ⁰
14	Kierunek deklinacji magnetycznej	E	E – wschodni, W – zachodni

Pole	Nazwa	Przykład	Opis
15	Tryb wyznaczania pozycji	A	A – autonomiczny, D – różnicowy, M – manualny, S – symulacyjny, E – szacowany, N – błędny
16	*		separator sumy kontrolnej
17	Suma kontrolna	70	
18	<CR> <LF>		koniec ramki

W praktycznej realizacji systemu wykorzystano wiadomość GGA (ang. *Global Positioning System Fix Data*) zawierającą m.in. dane o położeniu (długość i szerokość geograficzna) oraz wysokość a także VTG, w której znajduje się informacja m.in. o kierunku oraz prędkości ruchu – tabele poniżej.

Tabela F.2. Wiadomość GGA

Pole	Nazwa	Przykład	Opis
1	\$	-	początek ramki
2	GN		prefiks określający typ urządzenia
3	GGA		identyfikator wiadomości
4	Czas uniwersalny	181422	18:14:22 czasu uniwersalnego UTC
5	Szerokość geograficzna	521345	52 ⁰ 13.45'
6	Półkula szerokości geograficznej	N	N – północna, S – południowa
7	Długość geograficzna	1700923	170 ⁰ 9.23'
8	Półkula długości geograficznej	E	E – wschodnia, W – zachodnia
9	Wskaźnik rodzaju rozwiązania nawigacyjnego	0	0 – błędny, 1 – GPS, 2 – DGPS 3 – PPS 4 – Real Time
10	Liczba satelitów	5	5 widocznych satelitów
11	Dokładność pozycji	4	4 metry
12	Wysokość nad poziomem morza	13	13 metrów nad poziomem morza
13	Jednostka wysokości	M	
14	Wysokość geoidy nad poziomem morza	4	
15	Jednostka wysokości	M	
16	Czas od ostatniej poprawki DGPS	12	12 sekund
17	ID stacji referencyjnej	879	numer ID stacji referencyjnej
18	*		separator sumy kontrolnej
19	Suma kontrolna	12	
20	<CR> <LF>		koniec ramki

Tabela F.3. Wiadomość VTG

Pole	Nazwa	Przykład	Opis
1	\$	-	początek ramki
2	GN		prefiks określający typ urządzenia
3	VTG		identyfikator wiadomości
4	Kierunek poruszania	12.3	12.3 stopnia
5	T	T	odchylenie od kier. TRUE NORTH
6	Kierunek poruszania	15.6	15.6 stopnia
7	M	M	odchylenie od kier. MAGNETIC NORTH
8	Prędkość w węzłach	17.9	17.9 węzłów
9	N	N	
10	Prędkość w km/h	20.7	
11	K	K	
12	Wskaźnik trybu	A, D, N	A – tryb autonomiczny D – tryb różnicowy N – nieprawidłowe dane
13	*		separator sumy kontrolnej
14	Suma kontrolna	9	
15	<CR> <LF>		koniec ramki

Dodatek G
Specyfikacja techniczna odbiornika GPS typu GX1230GG
i kontrolera RX1210T

Cecha	Wyszczególnienie
GX1230GG	
Technologia GNSS	SmartTrack+ *
Typ	dwuczęstotliwościowy
Ilość kanałów	14 L1 + 14 L2 GPS 2 SBAS 12 L1 + 12 L2 GLONASS 72 kanały
RTK	SmartCheck+ **
Porty	1 port zasilania, 1 port kontrolera, 1 port antenowy, 3 porty RS232
Zasilanie	nominalnie 12 V
Dokładność pomiaru i wyznaczenia pozycji	
Dokładność w DGPS/RTCM	25 cm
Dokładność w trybie nawigacyjnym z jednym odbiornikiem	5 – 10 m dla każdej współrzędnej
Aktualizacja pozycji	0,05 s – 60 s
Opóźnienie pozycji	0,03 s i mniej
RX1210T	
Wyświetlacz	¼ VGA, monochromatyczny, graficzny, podświetlany
Zestaw znaków	maksimum 256, zestaw rozszerzony ASCII
Ekran dotykowy	plastyczna błona na szkle
Klawiatura	pełna alfanumeryczna (62 klawisze), 12 funkcyjnych, 6 definiowalnych, podświetlana
Pobór energii	4,6 W odbiornik z kontrolerem i anteną
Waga	odbiornik (1,2 kg), kontroler (0,48 kg), antena (0,44 kg)

* **SmartTrack+** oznacza bardzo wysoką czułość, niski poziom szumów, eliminacja efektu wielotorowości; odporność na zakłócenia; czas potrzebny do rozpoczęcia śledzenia wszystkich satelitów po włączeniu to około 50 sekund; ponowne rozpoczęcie śledzenia po utracie sygnałów to 1 sekunda.

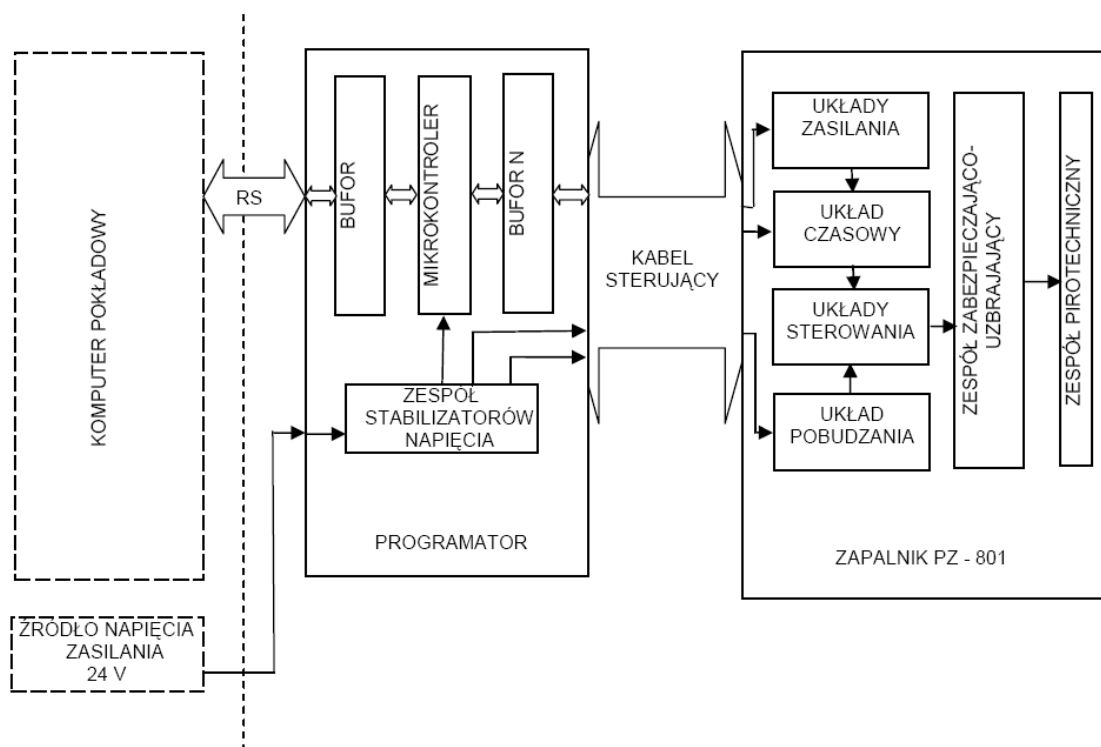
** **SmartCheck+** oznacza system ciągłego sprawdzania w technologii pomiaru RTK dużego zasięgu.

Dodatek H Parametry radiomodemu Sateline 3AS 869

Nadajnik - Odbiornik	
Zakres częstotliwości	869,400 ÷ 869,650 MHz
Odstęp sąsiedniokanałowy	25 kHz
Liczba kanałów	10
Niestabilność częstotliwości	< ±2,5 kHz
Typ emisji	F1D
Tryb transmisji	half-duplex
Nadajnik	
Moc wyjściowa	10 ÷ 500 mW / 50 Ω
Stabilność poziomu mocy wyjściowej	+2 dB / -3 dB
Moc sąsiedniokanałowa	zgodnie z ETS 300 220-1
Promieniowanie zakłócające	zgodnie z ETS 300 220 -1
Odbiornik	
Czułość	-110 ÷ -108 dBm (BER < 10 E-3)
Tłumienie zakłóceń międzykanałowych	> -12 dB
Selektywność	> 60 dB
Tłumienie szumów intermodulacyjnych	> 65 dB
Promieniowanie zakłócające	< 2 nW
Modem	
Port	RS232 lub RS485, RS422
Wtyczka portu	wtyczka D15, gniazdo
Prędkość transmisji na porcie	300 ÷ 38400 bit/s
Prędkość transmisji w powietrzu	19200 bit/s
Format danych	asynchroniczny
Parametry ogólne	
Napięcie robocze	+9 ÷ +30 VDC
Pobór mocy	odbiór - standardowo 1,7 VA transmisja - standardowo 4,0 VA przy DTR="0" - standardowo 0,05 VA
Zakres temperatur pracy	-25 ÷ +55°C
Złącze antenowe	TNC, 50 Ω, gniazdo
Konstrukcja	obudowa aluminiowa zamknięta
Wymiary	137 x 67 x 29 mm
Waga	250 g

Dodatek I Opis zapalnika programowalnego

Zapalnik programowalny składa się z programatora oraz zapalnika PZ-801.



Rys. I.1. System programowania zapalników - schemat funkcjonalny

Podstawowym podzespołem zapalnika jest układ czasowy, zbudowany w oparciu o odpowiednio zaprogramowany mikrokontroler. Zadaniem jego jest:

- odbieranie komend z programatora,
- ustawianie licznika czasu opóźnienia zadziałania na podstawie otrzymanych komend,
- stałe monitorowanie stanu zapalnika,
- odliczanie zadanego czasu opóźnienia zadziałania po otrzymaniu sygnału startu,
- uruchomienie układu pobudzenia spłonki po odmierzeniu zadanego czasu.

Układ sterowania stanowi zespół kluczy półprzewodnikowych, których zadaniem jest:

- przekształcanie sygnału do startu, z mechanicznego (ciągną) na elektryczny,
- blokowanie linii sygnałowej (programowania) po otrzymaniu sygnału do startu,
- podawanie napięcia pobudzającego na spłonkę na sygnał z kontrolera.

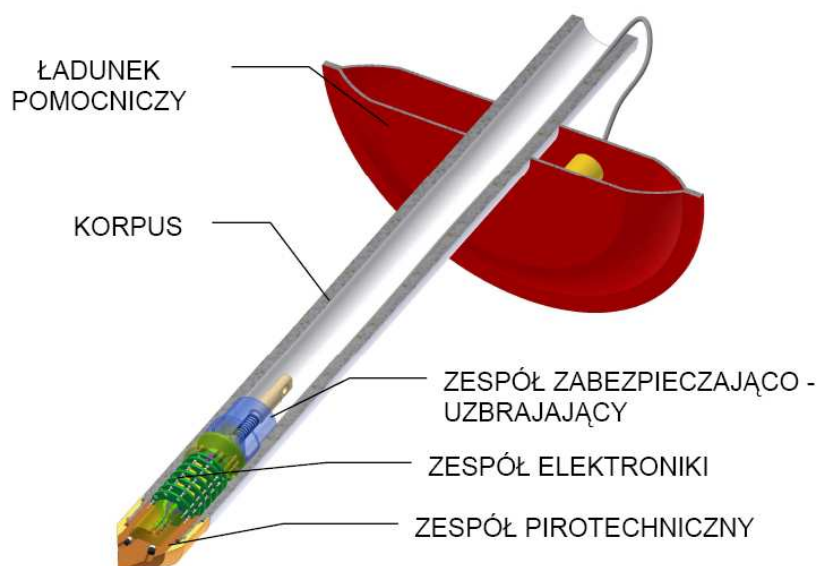
Układ pobudzenia stanowi zespół kondensatorów, gromadzących w czasie stanu gotowości zapalnika energię elektryczną niezbędną do pobudzenia spłonki i oddających ją do obwodu pobudzenia po załączeniu odpowiedniego klucza w układzie sterowania. Zespół kondensatorów charakteryzuje się niską upływnością, dzięki czemu zgromadzona energia nie ulega rozproszeniu w trakcie odmierzenia zadanego czasu.

Układ zasilania stanowi zespół kondensatorów, gromadzących energię elektryczną niezbędną do zasilania całości układów zapalnika. Energia gromadzona jest w czasie stanu gotowości. Kondensatory występują zamiast większych gabarytowo, drogiej, zawodnych i mających stosunkowo krótki czas przydatności do użycia baterii czy akumulatorów. Mały pobór prądu przez nowoczesne układy elektroniczne pozwala na takie rozwiązanie.

Zespół zabezpieczający – uzbrajający stanowi zespół elementów, których zadaniem jest zapewnienie maksymalnego z możliwych poziomu bezpieczeństwa w czasie eksploatacji zapalnika. Jego zadania to:

- przerwanie łańcucha ogniowego w każdej sytuacji oprócz stanu uzbrojenia,
- zwieranie przewodów zasilania spłonek w każdej sytuacji oprócz stanu uzbrojenia,
- przerwanie obwodu elektrycznego służącego do pobudzenia spłonek,
- likwidacja przerwy w łańcuchu ogniowym, rozwarcie spłonek i zamknięcie obwodu pobudzania po uzbrojeniu zapalnika.

Zespół pirotechniczny stanowią spłonki pobudzane elektrycznie oraz wzmacniacze pirotechniczne, pozwalające na pobudzenie ładunków wybuchowych.



Rys. I.2. Rozmieszczenie podzespołów zapalnika

I.1 Programator

Podstawowym elementem zespołu programatora jest mikrokontroler jednocukłowy ze specjalnym oprogramowaniem. Jego zadaniem jest transformacja przychodzącej przez złącze RS informacji o wymaganym czasie opóźnienia na odpowiednie komendy dla zapalnika.

Programator umożliwia też programowanie zapalników w systemie awaryjnym, w przypadku uszkodzenia komputera pokładowego. Ponadto w programatorze umieszczone zostały układy zasilania zapalnika, to jest:

- źródło zasilania podzespołów elektronicznych zapalnika,
- źródło ładowania kondensatorów obwodów zapłonowych zapalnika.

Układy zasilania stanowią elektroniczne przetworniki napięcia, działające na zasadzie stabilizatorów impulsowych i mają za zadanie przekształcenie napięcia z sieci pokładowej do wartości niezbędnych dla prawidłowej pracy układów elektronicznych programatora i zapalnika.

Połączenie programatora z zapalnikiem zrealizowane jest przy użyciu kabla dziesięciożyłowego.